



# ВЕСТНИК

(15) **4**  
2012

НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКИЙ ЖУРНАЛ ФГУП **НПО ИМ. С.А. ЛАВОЧКИНА**

*НАУЧНО-ПРОИЗВОДСТВЕННОЕ  
ОБЪЕДИНЕНИЕ  
ИМЕНИ С.А. ЛАВОЧКИНА  
ОСНОВАНО В 1937 ГОДУ*





Ла-5Ф

ЗА ВРЕМЯ ВОЙНЫ  
ВОЕННО-ВОЗДУШНЫМ СИЛАМ  
БЫЛО ПЕРЕДАНО **22438**  
САМОЛЕТОВ-ИСТРЕБИТЕЛЕЙ **ЛА**,  
ЧТО СОСТАВИЛО ФАКТИЧЕСКИ ТРЕТЬ  
ФРОНТОВОЙ ИСТРЕБИТЕЛЬНОЙ  
АВИАЦИИ СТРАНЫ.

ЗА ТРУДОВОЙ ГЕРОИЗМ  
И САМООТВЕРЖЕННОСТЬ  
КОЛЛЕКТИВ ОКБ, РУКОВОДИМЫЙ  
**С.А. ЛАВОЧКИНЫМ**,  
В НОЯБРЕ 1944 ГОДА  
БЫЛ ОТМЕЧЕН ВЫСШЕЙ  
ПРАВИТЕЛЬСТВЕННОЙ НАГРАДОЙ -  
**ОРДЕНОМ ЛЕНИНА**



«Президиум Верховного Совета  
Союза Советских  
Социалистических Республик  
за выдающиеся работы  
по созданию за время  
Отечественной войны  
новых типов  
истребительных самолетов,  
Указом от 2-го ноября 1944 года,  
наградил  
Опытно-конструкторское бюро  
Героя Социалистического Труда  
тов. Лавочкина С.А.  
Орденом Ленина».

*Председатель Президиума  
Верховного Совета Союза ССР - М. Капшин,  
Москва-Кремль 12-го ноября 1944 г.*



Ла-7



Ла-5ФН



В НАЧАЛЕ 1955 ГОДА  
СИСТЕМА ПВО **С-25**  
БЫЛА ПРИНЯТА НА ВООРУЖЕНИЕ  
СОВЕТСКОЙ АРМИИ  
И ОКОЛО 30 ЛЕТ  
НЕСЛА БОЕВОЕ ДЕЖУРСТВО,  
ОБРАЗОВАВ ОХРАННОЕ КОЛЬЦО  
ВОКРУГ МОСКВЫ.

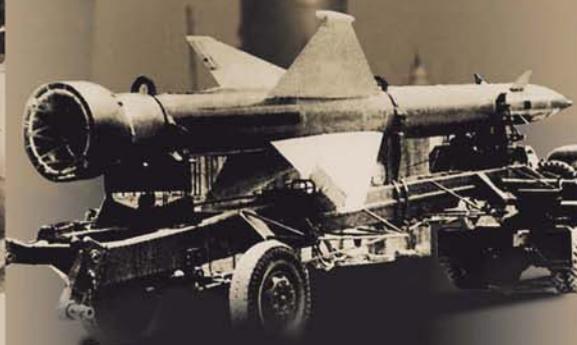
ЗА СОЗДАНИЕ  
ПЕРВОЙ ОТЕЧЕСТВЕННОЙ  
СЕРИЙНОЙ ЗЕНИТНОЙ  
УПРАВЛЯЕМОЙ РАКЕТЫ  
КОЛЛЕКТИВ **ОКБ-301**  
НАГРАЖДЕН ОРДЕНОМ  
**ТРУДОВОГО КРАСНОГО ЗНАМЕНИ**



«Президиум Верховного Совета  
Союза Советских  
Социалистических Республик  
за успешное выполнение  
задания Правительства  
по созданию специальной техники  
Указом от 20 апреля 1956 года  
наградил  
опытно-конструкторское бюро № 301  
Министерства авиационной  
промышленности СССР  
Орденом  
Трудового Красного Знамени».

*Председатель Президиума  
Верховного Совета СССР - К.Ворошилов,  
Москва-Кремль 7 июля 1956 г.*

ЗЕНИТНАЯ  
УПРАВЛЯЕМАЯ РАКЕТА **С-25**  
ДЛЯ СИСТЕМЫ  
ПРОТИВОВОЗДУШНОЙ ОБОРОНЫ  
г. **МОСКВЫ**  
СИСТЕМА ПВО **БЕРКУТ**



ЛУНА-16

ЗА БЛЕСТЯЩЕЕ ВЫПОЛНЕНИЕ  
**ЛУННОЙ ПРОГРАММЫ**  
КОЛЛЕКТИВ ОКБ И ЗАВОДА  
В ДЕКАБРЕ 1971 г. БЫЛ  
НАГРАЖДЕН ВТОРЫМ ОРДЕНОМ  
**ТРУДОВОГО КРАСНОГО ЗНАМЕНИ**



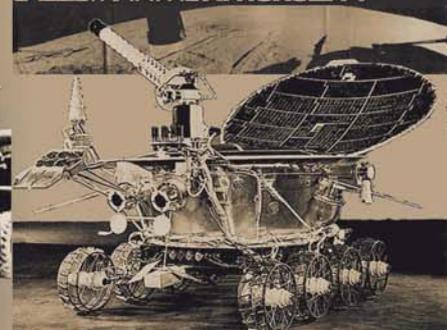
«Президиум Верховного Совета  
Союза Советских  
Социалистических Республик  
за успешное выполнение  
пятилетнего плана  
и организацию производства  
новой техники  
Указом от 18 января 1971 года  
наградил  
Машиностроительный завод  
имени С.А. Лавочкина  
Орденом  
Трудового Красного Знамени».

*Председатель Президиума  
Верховного Совета СССР - Н.Подгорный,  
Москва-Кремль 18 января 1971 г.*



ЛУНА-17

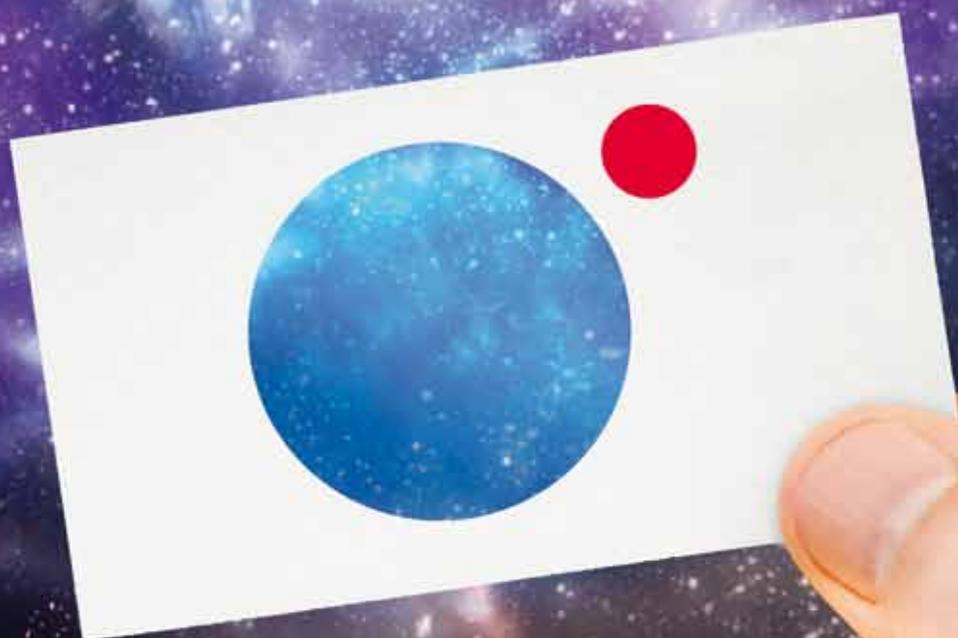
СЛЕДЫ НА ЛУНЕ **ЛУНОХОДА-1**



**ЛУНОХОД-1**

# СПУТНИК

СТРАХОВОЙ ЦЕНТР



СТРАХОВАНИЕ КОСМИЧЕСКОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ

 +7 495 787 25 25

## с о д е р ж а н и е

Поздравление руководителя Роскосмоса <b>В.А. Поповкина</b> .....	4
Поздравление президента Российской Академии наук академика <b>Ю.С. Осипова</b> ...	5
Поздравление генерального директора ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина» <b>В.В. Хартова</b> .....	6
<b>Пичхадзе К.М., Шевалев И.Л.</b> К 75-летию НПО им. С.А. Лавочкина: основные вехи истории.....	7
<b>Застенкер Г.Н.</b> Исследования по солнечно-земной физике, выполненные с помощью КА, созданных в НПО им. С.А. Лавочкина. 1. Проект «ИНТЕРБОЛ»...	24
<b>Ларионов В.Е., Новиков Б.С., Захаров А.В.</b> Так было, так будет.....	39
<b>Москалёва Л.П.</b> Исследование состава пород Луны и планет на космических аппаратах типа Луна, Марс, Венера.....	44
<b>Иванов А.В., Назаров М.А.</b> Исследование образцов реголита, доставленных автоматическими станциями серии «Луна».....	48
<b>Базилевский А.Т.</b> Лаборатория сравнительной планетологии ГЕОХИ РАН: Совместные работы с НПО им. С.А. Лавочкина.....	53
<b>Боярчук А.А., Шустов Б.М., Моисеев А.А., Сачков М.Е.</b> Проект «Спектр-УФ».....	64
<b>Головин Ю.М., Гафаров А.А.</b> В тесном содружестве – от самолетов до космических аппаратов.....	74
<b>Панасюк М. И., Кузнецов Н.В., Тулупов В.И.</b> Радиация в космосе. НИИЯФ МГУ и НПО им. С.А. Лавочкина – годы сотрудничества.....	81
<b>Хамидуллин Н.М., Кузнецов Н.В., Зефилов И.В., Артемов М.Е.</b> Сотрудничество НИИЯФ и НПО им. С.А. Лавочкина в области прогнозирования радиационных условий функционирования КА.....	88
<b>Жуков Б.И., Зайко Ю.К., Лихачев В.Н., Сихарулидзе Ю.Г., Тучин А.Г., Федотов В.П.</b> Адаптивный терминальный алгоритм наведения для посадки на Луну.....	92
<b>Горелов В.А.</b> Научно-технический и экспериментальный задел ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина» для решения проблем информационного обеспечения картографической отрасли данными ДЗЗ, поставляемыми по радиоканалу.....	103
<b>Филатьев А.С., Финченко В.С.</b> ЦАГИ и НПО им. С.А. Лавочкина – соприкасающиеся параллели науки и техники.....	108
<b>Завьялов В.С., Петрик В.А.</b> Анализ взаимодействия КБхиммаш им. А.М. Исаева и НПО им. С.А. Лавочкина в части создания ЖРД.....	117
<b>Успенский Г.Р., Губайдуллин В.Ш.</b> К 75-летию ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина» – этапы сотрудничества с ЦНИИмаш.....	121
<b>Ивановский Е.А., Немкевич В.А., Христофоренко В.К.</b> Полвека совместной работы.....	124
<b>Селиванов А.С.</b> ОАО «Российские космические системы» и создание ракетно-космической техники научного назначения.....	127
<b>Косенко В.Е., Кочура С.Г., Максимов И.А., Смирнов В.А.</b> Повышение точности прогнозирования воздействия струй плазменных двигателей посредством уточнения аппроксимации индикатрисы распыления.....	135
<b>Макриденко Л.А., Волков С.Н., Горбунов А.В., Геча В.Я., Авербух В.Я.</b> Плодотворному сотрудничеству ОАО «Корпорация «ВНИИЭМ» и ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина» – 45 лет.....	140
<b>Сайдов Г.Г., Денисов К.П., Кучкин В.Н., Борисов В.В., Корсаков В.С., Митрофанов В.Ф.</b> Создание стендовой базы, технологий стендовых испытаний и отработка в ФКП «НИЦ РКП» ракетно-космической техники разработки НПО им. С.А. Лавочкина.....	147
<b>Герашенко А.Н., Матвеев Ю.А.</b> Интеграция производства, науки и образования.....	154
<b>Кузин Е.Н., Загарских В.И.</b> Творческий путь длиною почти в полвека.....	157

### журнал является рецензируемым изданием

- журнал включен в базу данных «Российский индекс научного цитирования» (РИНЦ), размещаемую на платформе НАУЧНОЙ ЭЛЕКТРОННОЙ БИБЛИОТЕКИ на сайте <http://www.elibrary.ru>
  - журнал включен в перечень российских рецензируемых научных журналов ВАК
  - мнение редакции не всегда совпадает с точкой зрения авторов статей
  - рукописи не возвращаются
  - при перепечатке материалов ссылка на «ВЕСТНИК ФГУП «НПО им. С.А. ЛАВОЧКИНА» обязательна
  - плата с аспирантов за публикацию статей не взимается
  - статьи журнала и требования к оформлению представленных авторами рукописей приведены на сайте журнала
  - подписной индекс 37156 в каталоге «ГАЗЕТЫ И ЖУРНАЛЫ» (РОСПЕЧАТЬ)
- © ФГУП «НПО им. С.А. ЛАВОЧКИНА» © авторы статей

### ежеквартальный научно-технический журнал издается с 2009 года

адрес редакции: 141400 Московская обл. г. Химки, ул. Ленинградская, д. 24  
 телефоны: (495) 573 23 61, (495) 575 54 69  
 факс: (495) 573 35 95, (495) 572 00 68  
 адрес электронной почты: VESTNIK@LSPACE.RU  
 адрес в интернете: <http://VESTNIK.LSPACE.RU>

главный редактор –  
д.т.н., профессор

**К.М. Пичхадзе**

заместитель главного редактора –  
д.т.н., профессор

**В.В. Ефанов**

### редакционная коллегия

к.э.н. **Х.Ж. Карчаев**

**Т.М. Коростина**

к.т.н. **М.Б. Мартынов**

к.т.н. **А.А. Моисеев**

д.т.н. **А.Е. Назаров**

к.э.н. **В.М. Романов**

**А.В. Савченко**

**С.Н. Солодовников**

### редакционный совет

председатель –

д.т.н. **В.В. Хартов**

чл.-корр. РАН

**О.М. Алифанов**

д.ф.-м.н.

**В.В. Асмус**

академик РАН

**А.А. Боярчук**

д.т.н. **Б.И. Глазов**

академик РАН

**Л.М. Зеленый**

д.т.н. **А.А. Любомудров**

академик РАН

**М.Я. Маров**

д.т.н. **Ю.А. Матвеев**

д.т.н. **В.Ю. Мелешко**

д.т.н. **Г.М. Полищук**

академик РАН

**Г.А. Попов**

д.т.н. **В.Е. Усачев**

д.т.н. **В.С. Финченко**

д.т.н. **Е.Н. Хохлачев**

чл.-корр. РАН

**Б.М. Шустов**

### журнал является рецензируемым изданием

### у ч р е д и т е л ь

ФГУП «НПО им. С.А. ЛАВОЧКИНА»  
журнал зарегистрирован  
в Федеральной службе по надзору  
в сфере связи и массовых  
коммуникаций.  
свидетельство ПИ № ФС77-35385  
от 18 февраля 2009 г.

ISSN 2075-6941



12004



9 772075 694002

chief editor –  
d.eng., professor  
**K.M. Pichkhadze**  
deputy chief editor –  
d.eng., professor  
**V.V. Efanov**

**e d i t o r i a l   b o a r d**

c.sc. (ec.) **K.Z. Karchayev**  
**T.M. Korostina**,  
c.sc. (eng) **M.B. Martynov**,  
c.sc. (eng) **A.A. Moisheev**,  
d.eng. **A.E. Nazarov**,  
c.sc. (ec.) **V.M. Romanov**,  
**A.V. Savchenko**,  
**S.N. Solodovnikov**

**e d i t o r i a l   c o u n c i l**

chairman –  
d.eng. **V.V. Khartov**,  
corresponding member RAN  
**O.M. Alifanov**,  
doctor of physical and mathematical sciences  
**V.V. Asmus**,  
academician RAN  
**A.A. Boyarchuk**,  
d.eng. **B.I. Glazov**,  
academician RAN  
**L.M. Zelenyi**,  
d.eng. **A.A. Lyubomudrov**,  
academician RAN  
**M.Y. Marov**,  
d.eng. **Y.A. Matveev**,  
d.eng. **V.Y. Meleshko**,  
d.eng. **G.M. Polishchuk**,  
academician RAN  
**G.A. Popov**,  
d.eng. **V.E. Usachev**,  
d.eng. **V.S. Finchenko**,  
d.eng. **E.N. Khokhlachev**,  
corresponding member RAN  
**B.M. Shustov**

**the journal is  
a reviewed publication**

**f o u n d e r**

FSUE «LAVOCHKIN ASSOCIATION»  
the journal is registered in  
Federal Service for  
telecommunications  
and mass media oversight.  
certificate ПИ № ФС77-35385  
dated february 18, 2009

**t a b l e   o f   c o n t e n t s**

Congratulation of the Head of the Russian Federal Space Agency **V.A. Popovkin**.....4  
Congratulation of Academician **Yu.S. Osipov**,  
the President of the Russian Academy of Sciences.....5  
Congratulation of the Director General of the Federal Enterprise  
«Lavochkin Association» **V.V. Khartov**.....6  
**Pichkhadze K.M., Shevaley I.L.** On the occasion of the 75th anniversary of Federal  
Enterprise «Lavochkin Association» – the main milestones of the history.....7  
**Zastenker G.N.** The investigations of solar-terrestrial relations performed onboard  
the spacecraft developed by NPO named S.A. Lavochkin. 1. «INTERBALL» project...24  
**Larionov E.V., Novikov B.S., Zakharov A.V.** This is as it used to be, as it will be...39  
**Moskaleva L.P.** Studies of the Moon rocks composition and planetary  
research by spacecraft of «Luna», «Mars», «Venera» families.....44  
**Ivanov A.V., Nazarov M.A.** Study of regolith samples, delivered by automated  
spacestations of «Luna» family.....48  
**Basilevskiy A.T.** Laboratory of comparative planetology GEOKHI RAN:  
joint activities with Lavochkin Association.....53  
**Boyarchuk A.A., Shustov B.M., Moisheev A.A., Sachkov M.E.** «Spektr-UF» project...64  
**Golovin Yu.M., Gafarov A.A.** In close concord – from aircrafts to spacecrafts.....74  
**Panasyuk M.I., Kuznetsov N.V., Tulupov V.I.** Radiation in space.  
Long-term cooperation between SINP MSU and Lavochkin Association.....81  
**Khamidullina N.M., Kuznetsov N.V., Zefirov I.V., Artiomov M.E.** Cooperation  
between Skobel'tzyn Institute of Nuclear Research of Moscow State University and  
Lavochkin Association in the field of radiation conditions forecasting for SC operating...88  
**Zhukov B.I., Zayko Yu.K., Likhachev V.N., Sikharulidze Yu.G., Tuchin A.G.,  
Fedotov V.P.** Adaptive algorithm of terminal guidance for lunar landing.....92  
**Gorelov V.A.** The scientific, technical and experimental works which have been made by  
the Lavochkin Association for the decision of information support's problems of  
cartographical branch with the Earth remote sensing data transmitted on a radio channel...103  
**Filatiev A.S., Finchenko V.S.** TsAGI and Lavochkin Association –  
contiguous parallels of science and engineering.....108  
**Zaviyalov V.S., Petrik V.A.** Analysis of cooperation between KBkhimmash named after  
A.M. Isaev and Lavochkin Association in development of liquid-propellant rocket engines...117  
**Uspenskiy G.R., Gubaydullin V.Sh.** On the occasion of the 75th anniversary of  
Federal Enterprise «Lavochkin Association» – cooperation milestones with  
the Central Research Institute of Machine Building «TsNIIMash».....121  
**Ivanovskiy E.A., Nemkevich V.A., Christoforenko V.K.** Half a century of joint work...124  
**Selivanov A.S.** JSC «Russian space systems» and development of  
the rocket-and-space technical equipment for scientific purposes.....127  
**Kosenko V.E., Kochura S.G., Maksimov I.A., Smirnov V.A.** Increase of  
accuracy while forecasting of impact jets of stationary plasma thrusters by  
more accurate definition of erosion approximation indicatrix.....135  
**Makridenko L.A., Volkov S.N., Gorbunov A.V., Gecha V. Ya., Averbukh V. Ya.**  
The 45th anniversary of effective cooperation between «VNIIEM Corporation»  
JSC and Federal Enterprise «Lavochkin Association».....140  
**Saydov G.G., Denisov K.P., Kuchkin V.N., Borisov V.V., Korsakov V.S.,  
Mitrofanov V.F.** Development of test bench facilities, bench test techniques and  
testing of spacecraft built by Lavochkin Association at  
Federal Government Enterprise «NIC RKP».....147  
**Gerashchenko A.N., Matveev Y.A.** Integration of production, science and education...154  
**Kuzin E.N., Zagarslikh V.I.** Creative career of near half a century duration.....157

**the journal is a reviewed publication**

- the journal is included into data base «Russian Index of Scientific Citation» (RISC) located at ELECTRONIC SCIENTIFIC LIBRARY, internet link: <http://www.elibrary.ru>
  - the journal is in the list of editions, authorized by the SUPREME CERTIFICATION COMMITTEE OF THE RUSSIAN FEDERATION to publish the works of those applying for a scientific degree
  - the opinion of editorial staff not always coincide with authors' viewpoint
  - manuscripts are not returned
  - no part of this publication may be reprinted without reference to Space journal of FSUE «LAVOCHKIN ASSOCIATION»
  - post-graduates have not to pay for the publication of articles
  - magazine articles and features required of author manuscript design are available at Internet Site <http://www.vestnik.laspace.ru>
  - subscription index 37156 in catalogue «GAZETY I JURNALY» (ROSPECHAT)
- © FSUE «Lavochkin Association» © article writers

**scientific and technical quarterly journal  
published since 2009**

editorial office address: 141400 Moscow region, Khimki, Leningradskaya str., 24  
phone: (495) 573 23 61, (495) 575 54 69  
fax: (495) 573 35 95, (495) 572 00 68  
e-mail: [VESTNIK@LSPACE.RU](mailto:VESTNIK@LSPACE.RU)  
internet: <http://VESTNIK.LSPACE.RU>

## **ПОЗДРАВЛЕНИЕ РУКОВОДИТЕЛЯ ФЕДЕРАЛЬНОГО КОСМИЧЕСКОГО АГЕНТСТВА В.А. ПОПОВКИНА КОЛЛЕКТИВУ НПО ИМ. С.А. ЛАВОЧКИНА С 75-ЛЕТНИМ ЮБИЛЕЕМ**



*В этом году Федеральному государственному унитарному предприятию «Научно-производственное объединение имени С.А. Лавочкина» исполняется 75 лет. Являясь одним из ведущих предприятий Федерального космического агентства, оно обеспечивает реализацию государственной политики в создании ракетно-космической техники для социально-экономического, научного развития обороноспособности страны.*

*С момента своего образования ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина» находилось на передовых рубежах научно-технического прогресса, внедряло в своих разработках инновационные технологии в области летательных аппаратов, будь то самолеты или ракетно-космическая техника. С 1965 года ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина» является головным предприятием отрасли по созданию автоматических космических комплексов для фундаментальных научных исследований.*

*С именем предприятия связаны наиболее яркие страницы в истории освоения космоса с помощью автоматических станций для изучения Луны, Марса, Венеры, для астрофизических, астрономических исследований Вселенной и Солнца и др. В прошлом году были успешно запущены астрофизическая орбитальная обсерватория «Спектр-Р», не имеющая аналогов в мире, и гидрометеорологический геостационарный спутник «Электро-Л». специалистами предприятия созданы универсальные разгонные блоки «Фрегат» и «Фрегат-СБ», с помощью которых было совершено уже более 30 успешных запусков.*

*В настоящее время на ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина» развернуты проектно-конструкторские работы по созданию автоматических космических аппаратов нового поколения для изучения Луны, атмосферных явлений на Земле, астроисследований.*

*Коллегия Федерального космического агентства сердечно поздравляет коллектив ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина» с 75-летним юбилеем и желает дальнейших творческих и производственных успехов на благо России, плодотворного, эффективного взаимодействия с предприятиями кооперации и институтами Российской академии наук, а также экономического благополучия.*

Руководитель Федерального  
космического агентства



В.А. Поповкин

**ПОЗДРАВЛЕНИЕ ПРЕЗИДЕНТА РОССИЙСКОЙ АКАДЕМИИ НАУК  
АКАДЕМИКА Ю.С. ОСИПОВА  
КОЛЛЕКТИВУ НПО ИМ. С.А. ЛАВОЧКИНА С 75-ЛЕТНИМ ЮБИЛЕЕМ**



*Почти полвека насчитывает плодотворное и творческое сотрудничество ученых Академии наук с коллективом «НПО им. С.А. Лавочкина» в области создания автоматических космических комплексов для приоритетных направлений фундаментальных исследований.*

*Мощный и уникальный научно-технический и интеллектуальный потенциал широко известного в нашей стране и за рубежом предприятия, созданного выдающимися конструкторами авиационной и ракетно-космической техники мирового уровня членом-корреспондентом Академии наук С.А. Лавочкиным, его приемниками и продолжателями славных традиций коллектива членом-корреспондентом Академии наук Г.Н. Бабакиным и членом-корреспондентом Академии наук В.М. Ковтуненко послужил основой создания серии уникальных автоматических космических аппаратов для решения актуальных и приоритетных исследований по основным направлениям фундаментальных исследований. Созданные Вашим коллективом космические аппараты обеспечили российским ученым получение актуальных научных результатов мирового уровня в области астрофизики, солнечно-земных связей, планет и малых тел Солнечной системы.*

*Надежное функционирование этих космических аппаратов позволило российским ученым впервые в мире получить уникальные результаты исследований поверхности Луны и доставленных на Землю образцов лунного грунта. Высоко оценены мировым научным сообществом приоритетные результаты анализа поверхности Венеры в месте посадки и химического состава ее атмосферы, изучения физико-химических свойств кометы Галлея и глобального картирования поверхности Венеры бортовым радиолокатором. Результаты фундаментальных исследований околоземного космического пространства, проведенных с использованием орбитальных космических аппаратов серии «Прогноз» и «Интербол», внесли весомый вклад в общую теорию космической плазмы и физику солнечно-земных связей, которые составляют основу новой области – «космической погоды», имеющей огромное практическое значение для решения важных технических и социально-экономических проблем всего Человечества.*

*Созданные Вашей организацией орбитальные астрофизические обсерватории «Астрон» и «Гранат» позволили российским ученым совместно с зарубежными специалистами ведущих европейских стран получить приоритетные результаты исследований астрономических объектов в различных областях спектра электромагнитных излучений.*

*Успешная летная отработка платформы «Навигатор» дает веские основания для завершения создания и выведения на орбиту Земли международных космических обсерваторий «Спектр РГ» и «Спектр УФ» для приоритетных наблюдений в рентгеновском и ультрафиолетовом диапазонах электромагнитного спектра.*

*Поздравляю коллектив «НПО им. С.А. Лавочкина» с 75-летним юбилеем и желаю дальнейших творческих успехов в создании ракетно-космической техники мирового уровня для развития приоритетных направления российской и мировой космической науки на благо нашего Отечества.*

Президент  
Российской Академии наук, академик

Ю.С. Осипов

**ПОЗДРАВЛЕНИЕ ГЕНЕРАЛЬНОГО ДИРЕКТОРА ФГУП  
«НПО ИМ. С.А. ЛАВОЧКИНА» В.В. ХАРТОВА  
КОЛЛЕКТИВУ НПО ИМ. С.А. ЛАВОЧКИНА С 75-ЛЕТНИМ ЮБИЛЕЕМ**



*Итак, позади 75 лет работы предприятия. Работы, наполненной постоянной борьбой за наилучшие технические характеристики, за кратчайшие сроки, за надежность и качество продукции. А продукция каждый раз была той, которая критически важна была для страны именно в данный период ее жизни, и продукция каждый раз мирового уровня. Предвоенные и военные годы – боевые самолеты, одни из лучших в мире истребители. Первые послевоенные – ряд экспериментальных реактивных машин, обеспечивших овладение технологиями стреловидных крыльев, сверхзвука. В условиях холодной войны и явных планах атомной бомбардировки советских городов – зенитные ракеты. И супероружие возмездия – межконтинентальные сверхзвуковые титановые крылатые ракеты со средствами астронавигации. А потом свой достойный вклад в становлении космической отрасли. И страна стала лидером по освоению космического пространства и ближайших небесных тел научными автоматическими аппаратами. Вот это и есть, пожалуй, самая яркая черта школы Семена Алексеевича Лавочкина – смело браться за совершенно новые задачи, сплачивать вокруг себя лучшие научные и технические силы страны и достигать в кратчайшие сроки результаты мирового уровня. И это именно то, что нужно развивать нам сегодня. У предприятия с большой историей главная ценность не в конкретных технических решениях, накопленных за долгие годы работы, а в специалистах, в их опыте и умении искать новые решения, в их правильном отношении к делу и к родному предприятию. Такие специалисты есть, есть молодежь, способная воспринимать методы и подходы, наработанные за всю богатую историю, есть проекты, выполнение которых требует объединения усилий ветеранов и молодежи. А значит, есть у нас и хорошее будущее. Так что, 75-летие – это только веха, красивая веха на нашем славном пути. С праздником, дорогие коллеги!*

Генеральный директор  
ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»

A handwritten signature in blue ink, appearing to read 'В.В. Хартов'.

В.В. Хартов

## К 75-ЛЕТИЮ НПО ИМ. С.А. ЛАВОЧКИНА: ОСНОВНЫЕ ВЕХИ ИСТОРИИ

**К.М. Пичхадзе,**  
профессор, доктор технических наук\*,  
pichkhadze@laspace.ru;

**И.Л. Шевалев\***,  
ishevalev@mail.ru

*Проводится обзор основных этапов деятельности ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина» за период 1937-2012 гг. с анализом решаемых коллективом предприятия проблем в области самолетостроения, ракетостроения и непилотируемой космонавтики, путей их преодоления и достигнутых результатов.*

*Ключевые слова: авиационный завод № 301; С.А. Лавочкин; самолеты-истребители ЛаГГ-3, Ла-5, Ла-7, Ла-9, Ла-11; реактивная истребительная авиация; звуковой барьер; система ПВО С-25; МКР «Буря»; Г.Н. Бабакин; автоматические космические аппараты для исследования планет и малых тел; аппараты серий «Луна», «Марс», «Венера»; В.М. Ковтуненко; непилотируемые астрофизические обсерватории «Астрон», «Гранат», «Спектр»; аппараты ДЗЗ «Аркон-1», «Электро-Л»; разгонные блоки «Л», «Фрегат».*

Нынешний (2012) год для НПО им. С.А. Лавочкина – юбилейный. 75 лет назад по решению Совета Труда и Оборона – в то время высшего правительственного органа нашей страны – в подмосковных Химках была передана в распоряжение Народного Комиссариата Оборонной Промышленности с целью перепрофилирования под задачи самолетостроения мебельная фабрика, которая стала «номерным» оборонным предприятием – авиационным заводом № 301 (приказ Наркомоборонпрома СССР № 0121 от 1.06.1937 г.). Именно это событие считается отправной точкой в истории нашего предприятия, вошедшего благодаря труду и таланту нескольких поколений лавочкинцев в число признанных во всем мире элитных предприятий СССР и России.

Предлагаемый в настоящей статье некий аналитический обзор свершенного и прожитого – не только дань доброй традиции юбилеев, но и необходимый этап «сверки часов», дающий возможность провести оценочное сопоставле-

\* ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.

## ON THE OCCASION OF THE 75TH ANNIVERSARY OF FEDERAL ENTERPRISE «LAVOCHKIN ASSOCIATION» – THE MAIN MILESTONES OF THE HISTORY

**K.M. Pichkhadze,**  
Professor, Doctor of Engineering\*\*,  
e-mail: pichkhadze@laspace.ru;

**I.L. Shevaley\*\***  
ishevalev@mail.ru

*The article covers main activities of Federal Enterprise «Lavochkin Association» during the period 1937-2012, gives analysis of the enterprise's current tasks in the field of aircraft building, rocket production and unmanned space exploration, the applied approaches and obtained results.*

*Key words: aircraft plant № 301; S.A. Lavochkin; fighters LaGG-3, La-5, La-7, La-9, La-11; jet-fighters; sound barrier; Air Defense system S-25; intercontinental cruise missile «Burya»; G.N. Babakin; automated spacecraft for studies of planets and small space bodies; spacecraft of «Luna», «Mars», «Venera» families; V.M. Kovtunenکو; unmanned astrophysical observatories «Astron», «Granat», «Spektr»; Earth remote sensing spacecraft «Arkon-1», «Electro-L»; L-upper stage, «Fregat» upper stage.*

ние готовности предшествующих и нынешнего коллективов предприятия решать актуальные научно-технические задачи, воплощать свои решения в виде реальной продукции.

Итак, по направленности созидательного процесса деятельность предприятия включает в себя три этапа: самолетостроение (1937-1959 гг.), ракетостроение (1950-1964 гг.) и космическое машиностроение (начиная с 1965 г.).

Бывшая мебельная фабрика, ставшая заводом № 301 (директор Ю.Б. Эскин, главный конструктор А.А. Дубровин), выбранным для организации *поточного производства* закупленных по лицензии французских самолетов фирмы «Рено-Кодрон», уже спустя два года, после некоторых кадровых и структурных изменений, приступает к разработке и изготовлению самолетов собственной конструкции. *Стране нужно было совершить прогрессирующий рывок в разработке отечественных боевых самолетов, по тактико-техническим характеристикам не*

\*\* Federal Enterprise «Lavochkin Association», Russia, Moscow region, Khimki.

уступающим их зарубежным аналогам, и оперативно запустить наиболее достойные образцы в серийное производство. Немалое значение в оценке претендентов на серию придавалось и простоте управления боевой машиной, что значительно сокращало сроки подготовки летного состава.

Правительство страны обратилось к самолетостроителям с призывом сосредоточить усилия на поиске новых конструкторских решений, позволяющих быстро и качественно повысить уровень отечественной авиационной техники. Серьезный отборочный конкурс, в котором приняли активное участие маститые отечественные авиаконструкторы, открыл имена новых талантов. Среди них – «творческий триумvirат»: Владимир Петрович Горбунов, Семен Алексеевич Лавочкин и Михаил Иванович Гудков, разработавшие свой проект скоростного истребителя. Продолжение работ было одобрено, и в сентябре 1939 года авторы возглавили опытное конструкторское бюро (ОКБ), а для постройки первого экземпляра самолета была определена производственная база Химкинского авиационного завода № 301. *Это была первая из задач государственной важности, которую выпала честь решать предприятию, именуемому ныне НПО им. С.А. Лавочкина.*

Поскольку заводское КБ было изначально ориентировано на решение задач совершенно иного уровня (адаптация продукции зарубежной разработки к местным условиям производства, конструкторское сопровождение серийного выпуска размещенных на заводе внешних заказов и т.п.), ОКБ пришлось формировать практически заново. Историки полагают, что происходило это за счет частичного привлечения бывших сотрудников из авиационных КБ Д.П. Григоровича и А.В. Сильванского. Всего построением самолета И-301 (индекс соответствовал номеру завода) занималось около сотни человек. Коллектив приступил к выполнению *полномасштабных* проектных и конструкторских работ по созданию самолета *новой конструкции* и последующему обеспечению проведения сопутствующих испытаний и экспериментов (*Ивановский О.Г., Шевалев И.Л. и др., 2000*).

Произошли изменения в оснащении и составе подразделений основного и вспомогательного производств: изменился объем работ, внедрялись новые технологии, связанные, в том числе, с использованием *впервые в практике самолетостроения* в качестве основного конструкционного материала дельта-древесины (бакелитовой фанеры). Найденное новаторское решение по применению этого нового материала (техно-

логия изготовления разработана во второй половине 30-х годов) имело, ситуационно, чрезвычайно важное значение:

- в условиях ускоренной подготовки страны к отражению военной агрессии, при возникновении необходимости ведения боевых действий на собственной территории (передислокация и частичная утрата объектов промышленности и баз сырьевого и материально-технического снабжения) *задача оперативного развертывания или возобновления производства на новых местах дислокации значительно упрощалась;*
- характеристики бакелитовой фанеры, особенно прочностные параметры, сопоставимые с параметрами алюминиевых сплавов, сравнительно высокая огнестойкость и стойкость к атмосферным воздействиям, делали ее применение в крупносерийном производстве *выгодным как экономически* (дефицит алюминиевых сплавов, стоимость), *так и с точки зрения организации производства* (на отечественных авиационных заводах основным технологическим процессом в то время была деревообработка).

Одним из основных в производственном процессе, осуществляемом заводом, стал этап заводских или доводочных испытаний. Существенное значение приобрел ЛИС (летно-испытательная станция) – специализированное подразделение, отвечающее за аэродромную подготовку к полетам и полеты самолетов, изготовленных предприятием. В его состав вошли летчики-испытатели, ведущие инженеры по испытаниям и группам (системам), инженеры-контролеры, участвующие в полетах, а также рабочие: механики по планеру, мотористы, заправщики, прибористы, вооруженцы.

В начале 1940 года постройка опытного экземпляра была закончена, и 30 марта 1940 года «И-301» совершил свой первый вылет. Заводские, а затем и государственные испытания подтвердили перспективность самолета, продемонстрировавшего *наивысшую для истребителей с одноклассовым мотором скорость полета – 605 км/час.* (*Мошшеев А.А., Шевалев И.Л., 2009*).

Совместная работа «творческого триумvirата» была недолгой, но плодотворной:

- по прошествии года, в марте 1940-го, И-301 совершает свой первый полет;
- постановлением правительства предписано запустить ЛаГГ-1 в серийное производство, уже начиная с октября 1940 года;
- приказом Наркомата авиационной промышленности № 704 от 09.12.40 г. *улучшенный вариант* самолета И-301 (ЛаГГ-1, аббревиатура образована из первых букв фамилий его

создателей) переименован в ЛаГГ-3, и первый *серийный* выпуск происходит под этим новым наименованием;

- в марте 1941 г. С.А. Лавочкину, В.П. Горбунову и М.И. Гудкову за разработку новой конструкции самолета присуждена Сталинская премия I степени (рисунок 1).



**рисунок 1.** Диплом Сталинской премии

ЛаГГ-3 в конце 1940 года был запущен в серийное производство сразу на нескольких авиационных заводах. К этому времени союз трех конструкторов уже распался, каждый из них выбрал в дальнейшем свой собственный творческий путь. На некоторое время произошло также частичное разделение основных составляющих будущего НПО им. С.А. Лавочкина: ОКБ и завода № 301.

Головным по производству ЛаГГов стал завод № 21 в Горьком, туда и был направлен С.А. Лавочкин с основной частью своего ОКБ (30 человек). Состав пополнился молодыми специалистами из ОКБ А.А. Архангельского и других расформированных авиационных КБ, в результате численность его приблизилась к сотне.

Главным конструктором в Химках остался М.И. Гудков, выполнявший постановление Комитета обороны № 418-40 от 10.11.40 г. по созданию самолета Гу-1. Работы над этим самолетом, а также над Гу-2 и Гу-82 (на базе ЛаГГа)

были прекращены на стадии летных испытаний. Личный состав возглавляемого им ОКБ в 1943 г. был воссоединен с коллективом ОКБ С.А. Лавочкина.

С началом войны на базе неэвакуированной части авиационного завода № 301 были созданы ремонтные мастерские, которые круглосуточно, бесперебойно – даже при ведении боевых действий в непосредственной близости от Химок – восстанавливали прибывающих с фронта израненных «крылатых бойцов» и отправляли их вновь в сражающиеся полки. Работали в ремонтных мастерских непокинувшие родные места химчане, жители ближайших деревень и Москвы.

Именно «горьковский» период стал чрезвычайно важным в жизни коллектива лавочкинцев, сумевших в кратчайшие сроки наладить в тылу серийный выпуск истребителей ЛаГГ-3 и, не останавливаясь на достигнутом, продолжить поиск возможностей оптимизации созданной боевой машины на основе опыта ее фронтового применения. На этом пути С.А. Лавочкин был гораздо более успешен, чем его бывшие соавторы, и вся дальнейшая судьба нашего предприятия (авиационный и ракетный периоды) связана с творческой деятельностью именно этого человека.



**Семен Алексеевич Лавочкин**

Колоссальный объем экспериментальных работ, связанных с вносимыми в конструкцию изменениями, применением другого типа авиационного двигателя, установкой иного вида вооружения и т.д., привел в результате к созданию истребителя Ла-5, ставшего одной из трех основных боевых единиц советской истребительной авиации в годы Великой Отечественной войны (Пичхадзе К.М., Шевалев И.Л., 2010).

В сентябре 1942 года полки новых истребителей были впервые и весьма эффективно использованы в сражениях за Сталинград, а в боях на Курском направлении уже было достигнуто превосходство Ла-5 над основными соперниками – различными модификациями фашистских истребителей «Мессершмитт-109» и «Фокке-Вульф-190» – по всему комплексу летных характеристик.

Главный конструктор Ла-5 С.А. Лавочкин в июне 1943 года был удостоен звания Героя Социалистического Труда: орденами и медалями награждены многие работники его ОКБ и заводов, выпускающих самолет серийно. Но самой главной оценкой было, конечно же, признание высоких достоинств самолета летавшими на нем пилотами, вверявшими ему в каждом боевом полете свою жизнь. Среди них достаточно назвать имена трижды героев Советского Союза И.Н. Кожедуба и А.И. Покрышкина, Героя Советского Союза И.Е. Федорова и многих, многих других.

Следующим достижением коллектива лавочкинцев стал истребитель Ла-7 (Ла-5 эталон 1944 года), признанный соответствующим «уровню лучших современных истребительных самолетов, находящихся на вооружении ВВС КА и иностранных государств». Внедрение в серийное производство новых машин не препятствовало сохранению высоких темпов выпуска старых. Кроме проектантов, конструкторов, производственников, несомненно, существенную роль в достижении победных созидательных высот в области авиастроения сыграли летчики-испытатели лавочкинского ОКБ.

До конца 1945 года заводы СССР построили 6645 (по другим источникам – 6528) ЛаГГ-3, 10002 Ла-5 и 5905 Ла-7 всех модификаций, что соответствовало 37% от общего выпуска истребителей.

За трудовой героизм и самоотверженность коллектив ОКБ, руководимый С.А. Лавочкиным, в ноябре 1944 года был отмечен высшей правительственной наградой – орденом Ленина.

В октябре 1945-го завершилось временное дислокационное и тематическое разобщение ОКБ и его первоначального производственного партне-

**серийные самолеты  
С.А. Лавочкина**



**ЛаГГ-3**



**Ла-5**



**Ла-7**



**Ла-9**



**Ла-11**



**Ла-15**



**самолет-мишень  
(фоторазведчик)  
Ла-17**

**рисунок 2.** Серийно выпускаемые самолеты С.А. Лавочкина

ра – завода № 301. Приказ Наркомата авиационной промышленности закрепил воссоединение в подмосковных Химках основных структурных составляющих нынешнего НПО им. С.А. Лавочкина, сохранив общее для них номерное обозначение – «301».

Послевоенные винтомоторные самолеты конструкции С.А. Лавочкина – истребители сопровождения Ла-9 и Ла-11, выпускаемые также серийно, составили основу советской истребительной авиации конца 40-х – начала 50-х годов. В качестве авиационных средств ПВО Ла-11 применялись в Китае и во время войны в Корее в 1950-1953 годах; они участвовали в арктических экспедициях ВВС СССР и первыми среди самолетов такого класса в 1950 году достигли Северного полюса. Все серийно выпускаемые самолеты С.А. Лавочкина представлены на рисунке 2.

Следующим этапом в рассматриваемом нами аспекте деятельности предприятия стало его – *сначала инициативное, а затем и закрепленное правительственными постановлениями* – приобщение к процессу создания отечественной реактивной авиации, и, соответственно, поиск путей преодоления основополагающих и сопутствующих проблем в этой области: адаптация самолетных конструкций и разнотиповых ракетных двигателей с целью нахождения их оптимального сочетания; устранение «белых пятен» в понимании аэродинамики сверхзвукового полета и поиск оптимальных форм летательных аппаратов, предназначенных для этих целей; преодоление в реальных полетах звукового, а затем и теплового барьеров; исследование особенностей пилотирования в этих условиях и обеспечение необходимого комфорта для летчика и т.д. Задача отражала общие тенденции развития мировой авиации. Для нашей страны, игравшей в этом развитии далеко не последнюю роль, её можно рассматривать прежде всего как ответ на очередной *вызов научно-технического прогресса*, но не менее важным, с точки зрения особенностей специализации нашего предприятия, было её прикладное назначение – *развитие истребительной авиации как фактора сдерживания*.

Работы в этом направлении выполнялись совместно с ведущими НИИ авиационной промышленности – ЦАГИ, ЛИИ, ЦИАМ, ВИАМ и др. Изучался, в рамках возможного, передовой опыт зарубежных специалистов. Громадное значение при этом приобретал поиск оптимальной формы крыла. Предстояло на практике достичь теоретически доказанного преимущества стреловидного (а затем и треугольного) крыла перед обычным при сверхзвуковом полете. Инженерная теория

была подтверждена по результатам большого количества натуральных экспериментов, проведенных в конструкторском бюро С.А. Лавочкина (*НПО им. С.А. Лавочкина. На Земле, в небе и в космосе, 1997*).

К этому времени в мировой практике авиастроения в созидательном процессе произошло смещение акцента при проведении экспериментов – с «небес на землю»: в лаборатории, на испытательных стендах. Наше предприятие одним из первых в стране отреагировало на эти изменения – формируется система специализированных лабораторий: гидропневматической, самолетного оборудования, моторной, статических испытаний, технологической и т.д., образующих хорошо оснащенную *наземную испытательную базу* для выполнения моделирования, полунатурных и натуральных испытаний и т.п., обеспечивающих необходимые условия для полноценного и более эффективного проведения непосредственно летных испытаний и последующего анализа реальных полетных ситуаций по их результатам.

Переоснащались и подразделения опытного завода. Цеха пополнялись новым станочным и стендовым оборудованием; внедрялись новые технологии, связанные с обработкой материалов, прежде всего алюминиевых сплавов и сталей, играющих основополагающую роль при создании разнообразных по форме и профилю элементов авиационных конструкций. Особое внимание уделялось новейшим достижениям в области сварки и пайки; возрастающие требования по сохранению герметичности кабины пилота и топливных отсеков привели к необходимости уделить больше внимания исследованиям различных полимерных материалов и все более широкому их применению.

И на этом этапе своего участия в развитии самолетостроения в нашей стране предприятием были достигнуты очень неплохие результаты:

- вхождение в «*первую тройку*» авторов отечественных реактивных самолетов, выпущенных серийно и принятых на вооружение;
- найденный оптимум аэродинамической формы конструкции, ставшей на долгие годы основополагающей при разработках «стрелокрылой» истребительной авиации;
- преодоление – *первыми* – «звукового барьера» в полете со снижением;
- инициация и материализованное доказательство возможности создания сверхзвуковой автоматизированной системы перехвата (базирующейся на сверхзвуковом истребителе-ракетоносце, оснащенном радиоуправляемыми ракетами класса «воздух-воздух»), воспринятое и успешно развитое впоследствии другими КБ, и многое другое.

Представляющие наибольший интерес экспериментальные и опытные самолеты С.А. Лавочкина представлены на рисунке 3 (Шевалев И.Л., 1994).



**рисунки 3.** Экспериментальные и опытные самолеты С.А. Лавочкина

В деятельности предприятия постепенно, но все более и более отчетливо стала проявляться тенденция к созданию *непилотируемых летательных аппаратов*. Самолеты, маркированные «Ла», но уже беспилотные, производились, начиная с середины 50-х годов, в течение нескольких десятилетий. Это – самолеты-мишени, в различных вариантах запускаемые с самолета-носителя или автономно стартующие с наземной передвижной установки. Они управлялись автоматически или по радиокомандам и предназна-

чались для проведения учебно-тренировочных стрельб в истребительной авиации, зенитной артиллерии и зенитно-ракетных частях ПВО. Различные модификации самолета-мишени Ла-17 были приняты на вооружение и выпускались серийно (также и в качестве самолета-фоторазведчика) на протяжении более сорока лет. Они были *востребованной продукцией* и широко использовались не только в Вооруженных Силах нашей страны, но и за рубежом.

В середине прошлого века ОКБ С.А. Лавочкина становится одной из основных фирм военно-промышленного комплекса СССР; на него возложено решение задач одновременно по созданию новых видов *средств защиты от воздушного нападения* и новых видов *стратегических средств сдерживания*, основывающихся на разработке новейшего для того времени оружия – ракет различного класса и назначения (рисунки 4).

В сентябре 1950 года ОКБ С.А. Лавочкина постановлением правительства было назначено разработчиком зенитной управляемой ракеты для системы ПВО г. Москвы С-25 (головной разработчик системы – КБ-1, с 2008 года **ОАО «ГСКБ «Алмаз-Антей»**) – *первой внедряемой в СССР системы противовоздушной обороны, базирующейся на применении стационарных зенитных ракетных комплексов на основе секторных радиолокаторов, кольцеобразно размещенных вокруг защищаемого объекта*. Таким образом, наше предприятие стало одним из основных участников создания *новой отрасли производства оборонной техники*, впервые органично сочетающей ракетную технику, радиолокацию, автоматику, точнейшее приборостроение, электронику и др.

Ракета была спроектирована, построена и подготовлена к автономным стрельбовым испытаниям немногим более чем за год. Система ПВО С-25 была принята на вооружение и около 30 лет несла боевое дежурство. Ее создатели были удостоены высших правительственных наград. С.А. Лавочкину во второй раз присвоено звание Героя Социалистического Труда, коллектив фирмы награжден орденом Трудового Красного Знамени (*Космический полет НПО им. С.А. Лавочкина*, 2007).

Лавочкинцам первым удалось воплотить в жизнь идею создания *сверхзвуковой межконтинентальной крылатой ракеты (МКР)*. Востребованность решения этой задачи была очевидна: страны-лидеры двух господствующих и обостренно противоборствующих идеологий уже обзавелись атомными бомбами, нужны были оптимальные средства их доставки при выполнении целевого задания. В СССР предпочтение



**ЗРК системы ПВО С-25  
(ЗУР В-300)**



**ЗУР «400»  
системы ПВО «Даль»**



**МКР «Буря»**

**рисунок 4.** Ракеты, созданные под руководством С.А. Лавочкина

изначально было отдано ракетам-носителям. Наиболее очевидными у нашего коллектива в этой работе были два «соперника»: *время* и *иной вид* ракеты-носителя – *баллистическая ракета стратегического назначения*, разрабатываемая в ОКБ-1 С.П. Королева.

Следует отметить, что западным конкурентам (американский аналог – ракета «Navaho», фирма-разработчик – «North American Aviation») в то время не удалось создать сверхзвуковую крылатую ракету с аналогичными летно-тактическими данными (Шевалев И.Л., Фомичев А.Г., 1996).

Перспективность МКР в те годы была недооценена, так как ограничивались лишь рассмотрением ее военного применения и технических характеристик полета в воздушной среде, и победителем в напряженной конкурентной борьбе стала БРСН. Взгляды несколько изменились много лет спустя, когда одним из основных средств выведения на околоземные орбиты стали «космические челноки», получившие возможность их многократного применения за счет управляемого – «самолетного» – полета при возврате в пределы земной атмосферы.

Чрезвычайная наукоемкость результативной разработки нашего предприятия – МКР «Буря» – отражена в присвоении его ведущим специалистам соответствующих ученых званий и степеней, в избрании С.А. Лавочкина членом-корреспондентом Академии наук СССР, а технические отрасли науки обогатилась новыми экспериментальными и испытательными данными в области ракетостроения и управляемых полетов непилотируемых летательных аппаратов в условиях земной атмосферы со сверхзвуковыми скоростями.

Работы в области ракетостроения стали мощным импульсом для развития самого предприятия. Возникла необходимость пополнения ОКБ специалистами по автоматизированным системам управления. Были созданы новые подразделения: отдел динамики полета, отдел систем управления, отдел радиосистем, отдел радиотелеметрии, отдел телеметрических датчиков. Возрастающее усложнение создаваемых изделий и задач, для выполнения которых они предназначались, требовало внедрения электронных цифровых вычислительных машин (в то время – ламповых), пополнения рядов сотрудников специалистами в области эксплуатационного обслуживания ЭЦВМ и проведения программно-вычислительных расчетов.

К числу наиболее важных технических достижений кооперации научных и промышленных предприятий и организаций, возглавляемой будущим НПО им. С.А. Лавочкина при работе

над «Бурей», следует прежде всего отнести создание сверхзвукового прямоточного воздушно-реактивного двигателя и астронавигационной системы управления. На этих ракетах нашел применение новый для отечественного самолетостроения материал – титан. Лавочкинцы совместно со специалистами ВИАМа и при участии МВТУ им. Н.Э. Баумана *разработали и внедрили в производство технологию сварки титана*, а также некоторые виды его механической обработки. В результате на предприятии сложилась признанная в научном мире школа специалистов-«титанщиков» высшей квалификации: конструкторов, технологов, металлургов. В конструкции «Бури» использовались и другие термостойкие материалы, применявшиеся для герметизации различных покрытий, изоляции, остекления и т.д. Большинство из них в то время отечественной промышленностью освоены не были, и их внедрение шло параллельно с работами по ракете.

Один из важнейших итогов жизни предприятия под руководством С.А. Лавочкина: сформирована активно функционирующая структура, сочетающая проектные, конструкторские, экспериментальные, испытательные и производственные подразделения, достаточно свободно адаптируемая к возлагаемым на нее задачам по созданию ЛА военного назначения. Характерный стиль организации и выполнения работ, качество и уровень разработок, с отраженной в них способностью не только прекрасно ориентироваться в преимущественных мировых тенденциях при создании аналогичной продукции, но и во многом предвосхищать их, позволяют говорить о высокой конкурентоспособности конструкторской школы Лавочкина, традиции которой поддерживались и развивались все последующие годы (*Пичхадзе К.М., Шевалев И.Л., 2010*).

Лишившись своего руководителя – Семена Алексеевича Лавочкина скоропостижно скончался в 1960 году – фирма попала в сферу интересов другого выдающегося отечественного ракетостроителя – главного конструктора ОКБ-52 В.Н. Челомея. Состоялось временное «конкурентное поглощение», и уже в новых условиях, в роли филиала ОКБ-52, лавочкинцы добросовестно трудились над новой – морской тематикой (*крылатые ракеты морского базирования*), участвуя в доведении до эксплуатационно-способного состояния челомеевских разработок. Создание крылатых ракет, способных поражать все типы надводных кораблей, явилось «асимметричным» ответом СССР вероятному противнику. Достижения В.Н. Челомея в этой области позволили в кратчайшие сроки вооружить сверх-

звуковыми крылатыми ракетами подводные лодки и надводные корабли. Военно-морской Флот страны получил грозное современное оружие, а Советский Союз – средства сдерживания амбиций США в период «холодной войны» (*Космический полет НПО им. С.А. Лавочкина, 2010*).

Но конструкторскую школу Лавочкина с богатейшим профессиональным опытом и высоким творческим потенциалом стратегически невыгодно было на долгое время оставлять «в тени», на второстепенных ролях. В конце 1964 года коллектив вновь обретает самостоятельность и воссоединяется со своим основным партнером – опытным заводом.

Сергей Павлович Королёв, первым в нашей стране приступивший к реализации космической программы, приобщает к решению этой сложной и перспективной задачи НПО им. С.А. Лавочкина (главным конструктором которого в 1965 году стал Георгий Николаевич Бабакин), передавая в его ведение *тематику Луны и планет*.



**Георгий Николаевич Бабакин  
на сеансе управления КА серии «Луна».  
Крым. Симферополь. 1966 г.**

Начальный этап освоения космоса проходил под флагом *соперничества интересов* двух держав – СССР и США, причем вовлечены в это соперничество были практически все основные сферы их общественных отношений и жизнедеятельности: политика, экономика, наука и промышленное производство.

На долю нашего коллектива, с момента подключения его к решению задач по космической тематике, выпала честь стать главным оппонентом американских исследователей космоса в «лунной гонке», когда практически параллельно разворачивались события, связанные с работой на поверхности Луны астронавтов США и «космических роботов СССР», созданных в НПО им. С.А. Лавочкина. Со значительно меньшими финансовыми затратами и при полном отсутствии риска,

связанного с непосредственным «внедрением» людей в сверхэкстремальные условия, были получены великолепные результаты по опережающей «мягкой» посадке на лунную поверхность, затем – доставка на Землю образцов лунного грунта, длительное контактное изучение физико-химических свойств лунных пород при движении управляемого с Земли самодвижущегося исследовательского зонда – лунохода (Мошнеев А.А., Алферов А.В., Шевалев И.Л., 2006).

В соответствии с изменением тематики в структуре предприятия появляются новые специализированные подразделения, сочетающие курирование работы смежников и собственные разработки по бортовым системам управления, программам полета, формированию общей логики работы всех бортовых систем, баллистике и навигационному обеспечению, обеспечению радиосвязью, системам разделения и по управлению космическими аппаратами на всех этапах межпланетного полета; создается единый вычислительный центр, оснащенный новейшими отечественными ЭВМ.

Существенное развитие получают подразделения, образующие экспериментально-испытательную базу: внедряется новое оборудование для проведения вибрационных и статических испытаний; запущена первая мощная центрифуга; вводится в строй ряд тепловакуумных камер, в том числе сверхвысоковакуумная камера с сорбционной откачкой, оснащенная тепловым имитатором Солнца.

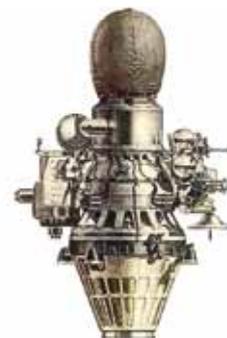
Основными конструкционными материалами становятся более легкие алюминиевые и магниевые сплавы, и опытный завод технологически переоснащается для работы с этими материалами. Прежде всего, это было связано с необходимостью применения автоматической аргонодуговой сварки плавлением и точечной контактной сварки в больших объемах. Были разработаны и внедрены новые технологии сварки, подготовки под сварку и новые методы контроля точечной сварки с использованием материалов свидетелей.

В связи с тем, что в служебных модулях космических аппаратов, выпускаемых предприятием, основным силовым агрегатом их конструкции является, как правило, блок топливных баков двигательной установки, разработке баков, поиску оптимальных компоновочных схем их блоков, производству и последующим испытаниям стало уделяться особое внимание. Предприятие приобрело большой опыт изготовления герметичных штампованных корпусных и баковых конструкций из алюминиевых сплавов различной толщины.

Также соответствующим образом преобразизи-

лись многие цеха опытного завода, в том числе сборочный; был создан испытательный полигон-лунодром, модернизировано подразделение, специализирующееся на проведении широкого спектра электрических проверок, начиная от входного контроля поставляемых смежниками приборов и систем до комплексных проверок создаваемого лавочкинцами очередного космического аппарата (*Космический полет НПО им. С.А. Лавочкина*, 2010).

Итогом деятельности Г.Н. Бабакина, удостоен-



КА «Луна-9»



КА «Луна-17»



КА «Луна-23»

рисунки 5. «Лунники» Г.Н. Бабакина

ного звания Героя Социалистического Труда и избранного членом-корреспондентом Академии наук СССР, стала конверсия военно-промышленного предприятия в научно-производственный центр (*статус не формальный, а по сути*), создающий абсолютно новый вид «исследовательских инструментов» для проведения уникальных экспериментов в интересах фундаментальной науки – автоматические космические аппараты и осуществляющий управление ими при выполнении научных программ в межпланетных исследовательских экспедициях.

Под его руководством обрели жизнь и были эффективно использованы три поколения аппаратов серии «Луна» (рисунок 5) и базовый аппарат для планетных исследований, ставший основой межпланетных станций серий «Марс» и «Венера» (рисунок 6).

При этом важнейшим этапом стала разработка космического аппарата *многоцелевого назначения*, с помощью которого на Луну могли доставляться новые зондирующие средства – самоходные аппараты, возвратные ракеты и т.п. Новая космическая платформа (она же посадочная ступень) имела оборудование для коррекции траектории полета к Луне, вывода станции на селеноцентрическую орбиту, маневрирования в окололунном пространстве и обеспечения посадки космического аппарата на поверхность Луны. Она же являлась стартовым устройством для возвращаемой на Землю ракеты с образцами лунного грунта. «Лунники» третьего поколения («Луна-15» ÷ «Луна-24») выполнили обширную программу исследований лунной поверхности (Ивановский О.Г., Мошнеев А.А., Шевалев И.Л. и др., 2004).

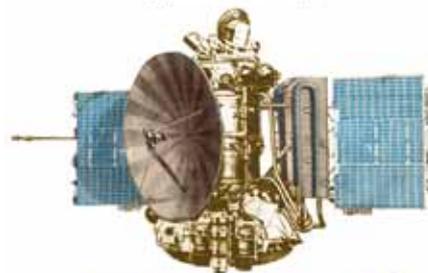
Таким образом, получив эстафету по созданию автоматических космических аппаратов, предназначенных для межпланетных полетов, лавочкинцы не только успешно продолжили дело, начатое С.П. Королёвым, но и плодотворно развили его, обеспечив самостоятельность и самодостаточность данного направления космонавтики. Более того, стали основным «поставщиком» исследовательской информации, значительно обогатившей фундаментальную науку новыми данными о Луне, Венере, Марсе и межпланетном пространстве (Мороз В.И., Хантрес В.Т., Шевалев И.Л., 2002; Huntress W.T., Moroz V.I., Shevalev I.L., 2003).

Этот период деятельности предприятия отмечен большим количеством государственных премий и правительственных наград, полученных лавочкинцами. Предприятие в 1971 году было награждено вторым орденом Трудового Красного Знамени.

### КА серии «Марс»

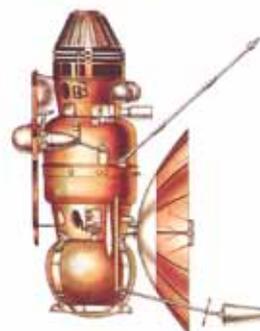
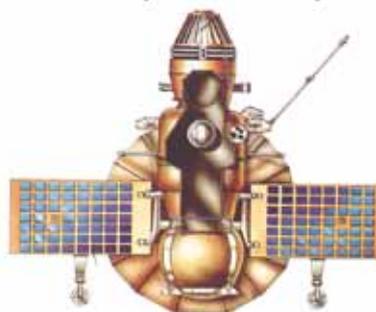


аппарат модификации «П»  
(пролетный аппарат для доставки СА)



аппарат модификации «С»  
(аппарат для работы на спутниковой орбите)

### КА серии «Венера»

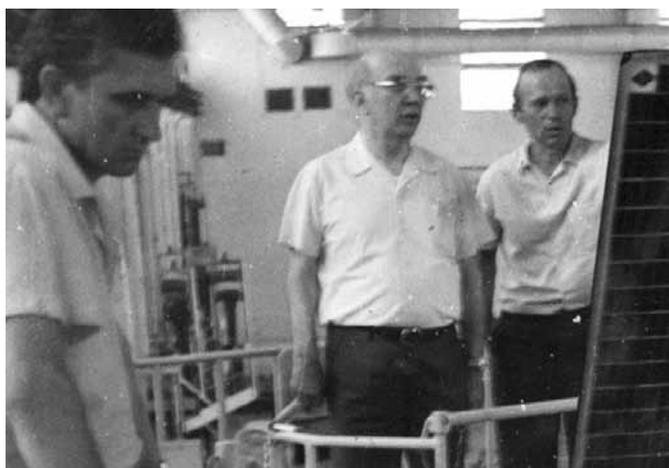


**рисунок 6.** Автоматические космические аппараты, применявшиеся для исследования планет в 1971-73 гг.

В середине 70-х годов в отношениях двух основных космических держав произошли очередные изменения. «Холодная война», сопровождаемая гонкой вооружений, космическое соперничество – всё это как бы «ушло в тень», отодвинулось в прошлое. *Актуальными стали совместные проекты* как в области пилотируемой, так и, значительно в меньшей степени, беспилотной космо-

навтики. Это послужило хорошим сигналом, и остальные члены мирового сообщества ученых, его «западного крыла», активнее стали сотрудничать с советскими исследователями космоса. Усилилась тенденция *совместного участия* в фундаментальных космических исследованиях для *получения результатов в интересах всего мирового сообщества*.

Коллективу лавочкинцев предстояло преодолеть, в разумных пределах, фантом прежней «закрытости», вспомнить свой небольшой опыт общения с французскими специалистами при реализации лунной программы и проведению совместных экспериментов в околоземном пространстве, научиться взаимодействовать при решении более сложных исследовательских задач с широким кругом зарубежных коллег. К этому времени главным конструктором НПО им. С.А. Лавочкина стал член-корреспондент Академии наук УССР, Герой Социалистического Труда Вячеслав Михайлович Ковтуненко.



**Вячеслав Михайлович Ковтуненко (в центре)  
на космодроме Байконур. 1988 г.**

Одним из основных направлений его деятельности на прежнем месте работы, в КБ «Южное», была разработка и реализация международной программы «Интеркосмос» в части применения непилотируемых КА для фундаментальных и прикладных научных исследований в околоземном пространстве. Кроме того, он был одним из главных действующих лиц при оказании технической помощи со стороны СССР при запуске первого индийского спутника Земли «Ариабхата», и получил титул «отца индийской космонавтики».

Таким образом, при наступлении «потепления» в отношениях стран, причастных к решению космической проблематики, НПО им. С.А. Лавочкина уже в силу своей специфики, в силу достаточной популярности В.М. Ковтуненко среди зарубежных коллег не могло оставаться вне этого

процесса. Отношения стали лавинообразно приобретать характер сотрудничества (при организации межпланетных экспедиций) или коммерческого партнерства (при оказании услуг по запуску зарубежных ИСЗ). Однако имелись существенные пробелы в «правовом поле» при установлении и реализации этих отношений. Для ведения международных проектов – от «завязки» до реализации – в космической отрасли должны были появиться открытые для общения с внешним миром производственные структуры (Ковтуненко В.М., Мошнеев А.А., Шевалев И.Л., 1993).

В НПО им. С.А. Лавочкина такое структурное образование сформировали как Научно-испытательный центр, обладающий всеми правами самостоятельного предприятия космической отрасли. Ему было присвоено имя Г.Н. Бабакина. Основой НИЦ им. Г.Н. Бабакина стал проектный комплекс, являющийся в НПО им. С.А. Лавочкина форпостом по научной тематике: генерирующим, воспринимающим и преобразующим замысел в программу конкретных действий. Другие звенья технологической цепочки составляли остальные специализированные подразделения ОКБ и опытного завода.

Зарубежной научной аппаратуры на борту космических аппаратов, создаваемых лавочкинцами, от проекта к проекту становилось все больше. Участились выступления – с личным присутствием или путем опубликования докладов – ведущих специалистов НПОЛ на крупнейших международных конференциях, конгрессах, симпозиумах, организуемых Международной Астронавтической Федерацией (IAF) по проблемам изучения и освоения космического пространства. Многие из их числа получили тот или иной статус членов Международной академии астронавтики (IAA). Организовывались совместные рабочие группы по созданию бортовой аппаратуры, разработке ее программно-алгоритмического обеспечения. Работали эти группы как в нашей стране, так и за рубежом (Серебренников В.А., Шевалев И.Л., 1997).

При реализации международных проектов планетных исследований коллектив вновь добился выдающихся результатов. Это прежде всего неоспоримые успехи отечественной беспилотной космонавтики в проведении исследований Венеры – экспедиции КА серии «Венера» и «Вега», включающие дистанционное и контактное ее зондирование с использованием широкого спектра исследовательских средств: десантируемых спускаемых аппаратов, впервые примененных в практике космоплавания свободно плавающих аэростатных зондов, бортовых радиолокаторов и т.д., благодаря чему в мировом научном сооб-

шествие столь «пристально изучаемый небесный объект» получил негласный статус «советской планеты». Большая группа сотрудников ОКБ и опытного завода была отмечена высокими правительственными наградами и высшими государственными премиями.

Следующим шагом в развитии межпланетного космоплавания стали первые *поисковые сближения* автоматических космических аппаратов с малыми телами Солнечной системы – кометой Галлея (проект «ВЕГА») и Фобосом (проект «ФОБОС»), совершающими движение по трудноотслеживаемым с Земли небесным траекториям (Шевалев И.Л., 1987).

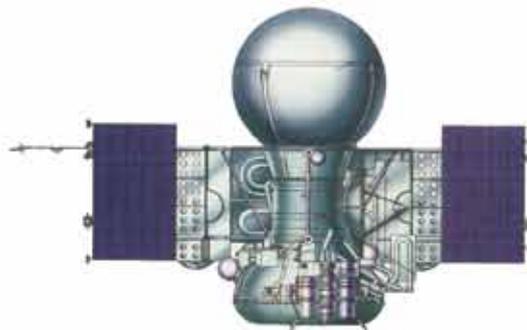
Космические аппараты созданные в этот период в НПО им. С.А. Лавочкина для исследования планет и малых тел представлены на рисунке 7.

В этот период началось бурное внедрение новейших компьютерных технологий, причем относящихся не только к оснащению и организации работы «борта», но и охватывающих буквально всю технологическую цепочку созидательного процесса: от стадии проекта до наземных автономных и комплексных испытаний, предстартовой подготовки, управления полетом и обработки получаемой с космических аппаратов научной и служебной информации. Подразделения НПОЛ активно осваивали персональные компьютеры и локальные сети (при сохранении пока еще единого вычислительного центра); «борт» – оснащался миниатюризованными вычислительными устройствами, в совокупности реализующими логику управления сложнейшим техническим комплексом, который представляет собой космический аппарат, как на участках межпланетного перелета, так и при выполнении, непосредственно, целевой задачи.

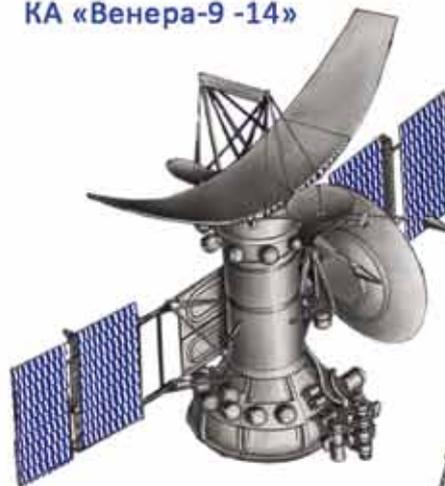
Со своими зарубежными коллегами, в то время «более продвинутыми» в вопросах компьютеризации, сотрудники предприятия взаимодействовали практически «на равных», по ходу дела энергично постигая новые знания. Это хорошо показала наша совместная разработка автоматической стабилизированной платформы (АСП-Г – проект «ВЕГА»), с помощью которой при полетном сближении космического аппарата с кометой Галлея путем автоматического слежения за перемещением кометного ядра были получены уникальные его ТВ-изображения.

Благодаря, во многом, проведенной модернизации был создан принципиально новый по конструктивному и идеологическому построению служебный модуль – базовая основа для космических аппаратов, предназначенных для полетов к планетам и малым телам Солнечной системы, первым из которых стал «Фобос».

### КА серии «Венера»



### КА «Венера-9 -14»

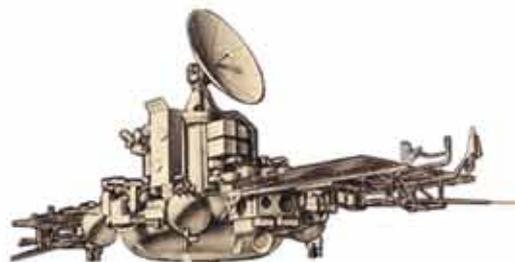


### КА «Венера -15-16»



### КА «Вега-1,2»

### КА для исследования Марса



### КА «Фобос-1, 2»

рисунок 7. Автоматические космические аппараты, применявшиеся для исследования планет в 1975-88 гг.

Предприятие стало одним из «родоначальников» нового направления в отечественной беспилотной космонавтике – создания непилотируемых астрофизических обсерваторий (рисунок 8). Таким образом, было устранено серьезнейшее отставание, что признавали советские ученые, нашей страны от уже достигнутого мировым сообществом уровня проведения астрофизических исследований.

### КА для астрофизических исследований



**рисунок 8.** Космические аппараты для астрофизических исследований

Первым таким аппаратом стал ИСЗ «Астрон». Его целевая аппаратура позволяла проводить наблюдения как в ультрафиолетовом, так и в рентгеновском диапазонах излучений. В рамках этого проекта специалистами НПО им. С.А. Лавочкина, КраО и Марсельской лаборатории разработана уникальная конструкция крупнейшего, на момент запуска, ультрафиолетового космического телескопа, получившего наименование «Спика». В конструкции телескопа были воплощены новейшие достижения оптики, точной механики, материаловедения и технологии.

Наземная подготовка оптического прибора была столь хорошо продумана и исполнена, что по завершении этапа выведения на орбиту, последующих штатных проверок, подтвердивших высокие оптические характеристики телескопа, и рабочих настроек, осуществленных с Земли, сразу началось выполнение намеченной программы полета.

Вторая космическая обсерватория – «Гранат» – обрела жизнь благодаря совместным усилиям советских, французских и датских исследователей космоса.

С помощью этих специализированных спутников Земли, причем ИСЗ-«долгожителей», ученые получили возможность проводить многолетнее слежение за объектами дальнего Космоса, сочетая непрерывность наблюдений за ними с мониторингом значительных областей небесной сферы (Мошнеев А.А., Чистов Э.Г., Шевалев И.Л., 2006).

В то же время стали регулярными патрульные полеты космических аппаратов серии «Прогноз». Это не только сделало более доступным изучение природных процессов, происходящих на Солнце, и действия механизма солнечно-земных связей, но и еще более приблизило фундаментальную науку к решению проблематики повседневной жизни людей – появилась возможность сопоставлять и достоверно прогнозировать изменения биологических и техногенных процессов на Земле под влиянием циклов солнечной активности.

Все более укореняемое в сознании людей, причастных к космонавтике, понимание, что автоматический космический аппарат – не просто средство доставки комплекса научной аппаратуры и зондирующих устройств к изучаемому объекту, а объединяющий все это в одно целое, представляющее собой единый уникальный исследовательский инструмент, меняло основы взаимоотношений между научными и инженерно-техническими специалистами, всемерно укрепляя их творческий союз на всех этапах разработки и реализации космического проекта.

Значительно окрепло сложившееся ранее содружество нашего коллектива с отечественными учеными-фундаменталистами (Э.Л. Аким, В.Л. Барсуков, Э.М. Галимов, А.Ю. Ишлинский, В.А. Котельников, М.Я. Маров, В.И. Мороз, Р.З. Сагдеев), и существенно расширился круг заинтересованных лиц из их среды.

С приобщением к партнерству мэтров с мировым именем в области своей научной специализации А.Ф. Богомолова, А.А. Галеева, чуть позже – А.Б. Северного, А.А. Боярчука, Р.А. Сяуняева, Н.С. Кардашева на борту космических аппаратов появилась весьма специфичная «полезная нагрузка»: крупногабаритные радиолокаторы бокового обзора, телескопы ультрафиолетового, рентгеновского, гамма- и радиодиапазонов и т.д. Это были приборы и устройства, ранее не применявшиеся лавочкинцами в практике научных исследований. Выполненные работы подтвердили целесообразность нового содружества.

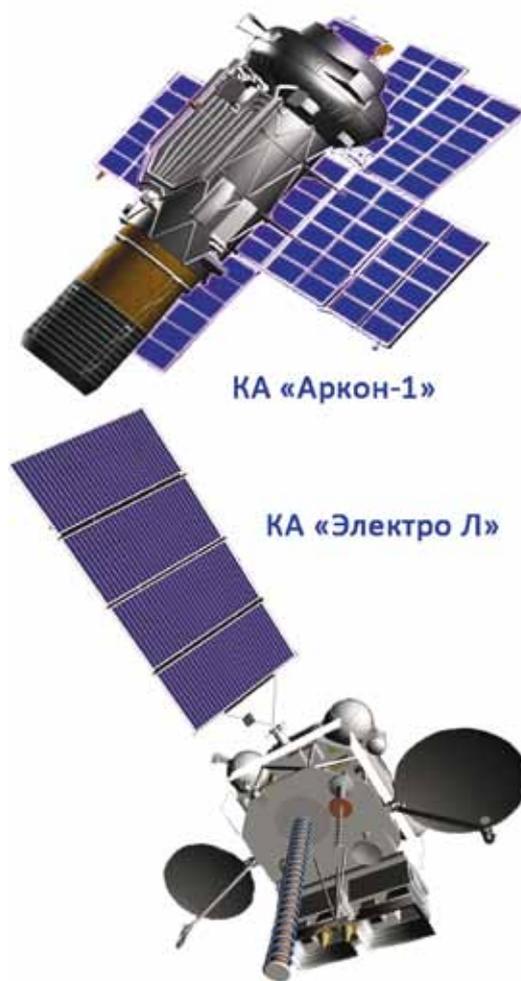
Долгосрочная перспективная программа уже предусматривала не только снаряжение экспедиций к ранее посещаемым планетам и малым телам Солнечной системы, но и к другим объектам планетного типа, а также создание новых астрофизических обсерваторий, и НПО им. С.А. Лавочкина приступило к реализации этой программы.

Экспериментально-испытательная база предприятия пополнилась новым стендовым оборудованием, был возведен заводской корпус для сборки и испытаний АКА крупногабаритных конструкций.

В то же время возросло участие НПО им. С.А. Лавочкина в решении задач прикладного направления. Значительно повысился уровень сложности проектных работ в области создания космических аппаратов, специализированных под эти задачи, более того, во главу угла было поставлено создание *информационных космических систем* (рисунок 9). Одной из важнейших в этом направлении стала работа по теме «Аркон».

Как никогда прежде, потребовалась «глобализация проектно-конструкторского мышления» – системного, включающего всестороннее прогнозирование и оптимизацию ситуационного взаимодействия между объектом съемки, космическим и наземным сегментами, подхода к решению проектных задач. Колоссальной по затраченным объемам трудоемкости была разработка бортового универсального информационно-вычислительного комплекса, высокоточной системы управления и стабилизации космического аппарата, программно-алгоритмического обеспечения борта (к своим функциям «головника» по космическому аппарату лавочкинцы

## космические аппараты систем ДЗЗ



**рисунок 9.** Космические аппараты для информационных космических систем (систем ДЗЗ)

добавили функции *основного разработчика* по многим вышеперечисленным вопросам), а также наземной системы приема и обработки информации, создаваемой параллельно с новым ИСЗ «Аркон».

Большая группа сотрудников, занимавшихся этой темой, успешно защитила диссертации на соискание ученых степеней различного уровня.

Целевым применением КА «Аркон-1» (ЛКИ двух аппаратов) была подтверждена реализуемость и перспективность нового направления в создании систем ДЗЗ. При этом можно с уверенностью говорить о появлении новой отечественной конструкторской школы – *школы разработчиков прецизионных КА для информационных космических систем*, основу которой составили специалисты ОКБ НПО им. С.А. Лавочкина (*Автоматические космические аппараты для фундаментальных и прикладных научных исследований*, 2010).

Экономические преобразования 90-х годов выдвинули ряд сложнейших проблем, связанных с отказом государственного планирования в пользу так называемых рыночных отношений. Для НПО им. С.А. Лавочкина «переходный период» усугублялся спецификой деятельности предприятия, сориентированной, прежде всего, на выполнение государственного заказа, хотя некий положительный опыт участия в процессе «коммерциализации космоса» (но тоже не самостоятельно, а под государственным контролем) уже был: начиная с 1983 года на коммерческой основе реализован ряд проектов по запуску на различные орбиты ИСЗ спутников иностранного производства (индийские IRS-1A, -1B, -1C, аргентинский MuSAT, мексиканский UNAMSAT и т.д.) (Шевалев И.Л., 1988; НПО им. С.А. Лавочкина. На Земле, в небе и в космосе, 1997).

Тем не менее, по целевой направленности и потенциальной востребованности имеющихся к середине 90-х собственных разработок НПО им. С.А. Лавочкина готово было успешно вступить в мир новых хозяйственных отношений. «Портфель предложений» содержал и несколько вариантов систем спутниковой связи (ССС), в том числе в интересах Центробанка и для обеспечения мобильной связью жителей северных районов страны, и различные варианты систем дистанционного зондирования Земли (СДЗЗ), в том числе для раннего обнаружения лесных пожаров, выявления аварийных участков на газопроводах, предупреждения о глобальных катастрофах и т.д. Подразумевалось, прежде всего, применение в качестве базовых платформ служебных модулей КА, прекрасно зарекомендовавших себя при выполнении основных научных и прикладных программ, по которым работало в то время предприятие. Своевременно повысив в своей шкале ценностей значимость роли разгонных блоков (рисунок 10), НПО им. С.А. Лавочкина оказалось готовым укрепиться в уже апробированной нише на рынке космических услуг – по обеспечению запусков на требуемые орбиты спутников зарубежного производства.

По технической и технологической оснащенности, профессионализму сотрудников опытный завод также мог быть активно задействован в выполнении внешних – негосударственных – заказов и в перспективе стать собственностью более или менее успешного предпринимателя. Важно было сохранить совокупную ценность всего нашего научно-производственного объединения – ведь предприятий, обладающих уникальными космическими технологиями, охватывающими весь цикл созидательного процесса «от идеи до результата» во всем мире – единицы.



**рисунок 10.** Разгонные блоки НПО им. С.А. Лавочкина

Конец прошлого века – не самое лучшее из времён для отечественной космонавтики: это спад интереса со стороны государства, многомесячные задержки и объемные «провалы» с финансированием государственных программ, вымывание высокопрофессиональных специалистов из промышленных в коммерческие структуры, сбой производственных циклов, целый ряд других негативных событий.

Решать сложнейшие проблемы пришлось новому поколению руководящего звена НПО им. С.А. Лавочкина. Его основу составили профессионалы в области космонавтики, прошедшие школу практической, в том числе управленческой, работы, достаточно хорошо ориентирующиеся в новых реалиях современного экономического хозяйствования и взявшие на вооружение международные стандарты, общепринятые в передовых странах при изготовлении аналогичной продукции. Совокупными действиями были созданы условия эволюционного перехода НПО им. С.А. Лавочкина к его современному бытию.

Понеся существенные потери в численности сотрудников, претерпев ряд структурных реорганизаций, предприятие смогло сохранить свою привлекательность как партнер для Рос-

сийской Академии наук, других министерств и ведомств, а также для отечественных и зарубежных компаний, заинтересованных в решении научных и прикладных задач с использованием межпланетных автоматических аппаратов и космических средств дистанционного зондирования Земли (*Космический полет НПО им. С.А. Лавочкина*, 2010).

За последние годы, несмотря на пока ещё не полностью нормализованную ситуацию в отечественной космической отрасли, прежде всего в возможности *передачи опыта молодой смене (за явной недостаточностью таковой)* НПО им. С.А. Лавочкина добилось неплохих результатов.

Благодаря безупречной работе космического буксира «Фрегат» в сочетании с различными ракетами-носителями с трех космодромов, расположенных на разных географических широтах (Байконур, Плесецк, Куру), осуществлено три десятка результативных запусков космических аппаратов, в том числе их группировок, отечественного и зарубежного производства.

Уже более года несет трудовую вахту запущенный 20 января 2011 года геостационарный метеоспутник «Электро», ставший составной частью международной системы геостационарных метеоспутников, действующей под эгидой Всемирной метеорологической организации. Информация с целевой аппаратуры КА «Электро» поступает и обрабатывается в Научном Центре оперативного мониторинга земли. Это первый аппарат, построенный на базе новой космической платформы «Навигатор», являющейся также продукцией НПО им. С.А. Лавочкина (рисунок 11).

18 июля 2011 года на рабочую орбиту выведена астрофизическая обсерватория «Спектр-Р» (рисунок 12). Таким образом, начинается восстановление достигнутого ранее уровня астрофизических исследований, осуществляемых нашими учеными с помощью отечественных космических средств, с перспективой их дальнейшего углубления и развития.

Поскольку для «клуба космических держав», таких, как Россия, США, Франция и др., а также для Европейского космического агентства проведение фундаментальных научных космических исследований изначально было, остается и поныне одним из важнейших приоритетов космической деятельности и более того, наступает пора перевода их результатов в практическую плоскость, повышения их экономической значимости, в Федеральной космической программе РФ особое внимание уделено подготовке миссий по исследованию и освоению Луны и Марса.



**рисунок 11.** Подготовка КА «Электро» к запуску

Характерная особенность современного этапа «планетной экспансии» заключается в том, что освоение Марса или других планет, развертывание лунной базы или полигона, многоплановость предполагаемых исследований и их стоимость – все это может быть существенно оптимизировано за счет координации усилий многих стран, взаимной увязки национальных миссий. Для России важнейшим становится точное определение своего места в развивающемся процессе, при этом существенная роль возложена на экспедиции «космических роботов» НПО им. С.А. Лавочкина.

Наша первая попытка вернуться на трассы межпланетных перелетов и возобновить планетные исследования (проект «Фобос-Грунт») оказалась, к сожалению, неудачной.

Перспективным научным направлением является проведение фундаментальных исследований с помощью малых автоматических космических аппаратов, так называемых микроспутников. В НПО им. С.А. Лавочкина разработана унифицированная космическая платформа «Карат» и идет подготовка к запуску



**рисунок 12.** Предпусковые наземные испытания КА «Спектр-Р»

микроспутников на ее базе.

Из вышеизложенного следует, что при определении основных направлений деятельности современного НПО им. С.А. Лавочкина учтены все необходимые критерии оптимизации выбора – научные, технические и технологические, финансовые, экономические и конъюнктурные и пр., и правильность сделанных выводов подтверждается ныне активным спросом на многие из перечисленных работ со стороны потенциальных заказчиков, отечественных и зарубежных (*Автоматические космические аппараты для фундаментальных и прикладных научных исследований*, 2010).

Анализируя рассуждения, приведенные в статье, можно сказать, что наше предприятие сегодня – слаженная, высокоорганизованная, хорошо перенастраиваемая структура с высоким творческим и исполнительским потенциалом, готовая к участию в научно-техническом решении проблем, связанных с дальнейшим укреплением международного авторитета России и ее стратегическим развитием.

## список литературы

*Автоматические космические аппараты для фундаментальных и прикладных научных исследований* / Под общ. ред. д.т.н., проф. Г.М. Полищука и д.т.н., проф. К.М. Пичхадзе. М.: Изд-во МАИ-ПРИНТ, 2010. 600 с.

*Ивановский О.Г., Мошшеев А.А., Шевалев И.Л. и др.* Шесть лет и вся жизнь конструктора Г.Н. Бабакина. М.: Изд-во БЛОК-Информ-Экспресс, 2004. 446 с.

*Ивановский О.Г., Шевалев И.Л. и др.* Лавочкин. М.: Изд-во Блок-Информ-Экспресс, 2000. С. 112.

*Ковтуненко В.М., Мошшеев А.А., Шевалев И.Л.* О творческом пути НПО им. С.А. Лавочкина // Материалы IX Московского симпозиума по истории авиации и космонавтики, 1993.

*Космический полет НПО им. С.А. Лавочкина* / Под ред. д.т.н., проф. Г.М. Полищука. М.: Изд-во БЛОК-Информ-Экспресс, 2007. 384 с.

*Космический полет НПО им.С.А.Лавочкина* / Под ред. д.т.н., проф. К.М. Пичхадзе и д.т.н., проф. В.В. Ефанова. М.: Изд-во МАИ-ПРИНТ, 2010. 691 с.

*Мошшеев А.А., Алферов А.В., Шевалев И.Л.* Прямой телерепортаж... с Луны // Полет, 2006. С. 9-13.

*Мошшеев А.А., Чистов Э.Г., Шевалев И.Л.* Непилотируемые орбитальные обсерватории: из прошлого – в будущее // Авиапанорама, 2006. С. 5-7.

*Мошшеев А.А., Шевалев И.Л.* Роль личности в истории ОКБ НПО им. С.А. Лавочкина // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина, 2009. № 1. С. 19-29.

*Мороз В.И., Хантрес В.Т., Шевалев И.Л.* Планетные экспедиции XX века // Космические исследования, 2002. Т. 2, № 5. С. 451-481.

*НПО им. С.А. Лавочкина. На Земле, в небе и в космосе* / Под ред. В.А. Серебренникова и др. М.: Военный парад, 1997. 222 с.

*Пичхадзе К.М., Шевалев И.Л.* Творческий путь основателя уникальной конструкторской школы // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина, 2010. № 3. С. 3-15.

*Серебренников В.А., Шевалев И.Л.* Космическая фирма С.А. Лавочкина // Земля и Вселенная, 1997. № 4. С. 27-32.

*Серебренников В.А., Шевалев И.Л.* Разведчики дальнего космоса // Вестник авиации и космонавтики, 1997. № 6. С. 94-98.

*Шевалев И.Л.* The First commercial space launch // Sovjet Land, 1988. № 8. С. 24-25.

*Шевалев И.Л.* Научно-производственное объединение им. С.А. Лавочкина // Авиация: энциклопедия / Гл. ред. Г.П. Свищев. М.: Б. Российская энциклопедия, 1994. С. 372.

*Шевалев И.Л.* Программа «Марс» // Советский Союз, 1987. № 11 С. 31-33.

*Шевалев И.Л., Фомичев А.Г.* Межконтинентальная ракета С.А. Лавочкина // Самолеты мира, 1996. № 4. С. 2-5.

*Huntress W.T., Moroz V.I., Shevalev I.L.* Lunar and planetary robotic exploration missions in the 20 th century // Space Science Reviews 107, 2003.

*Статья поступила в редакцию 03.04.2012 г.*

## ИССЛЕДОВАНИЯ ПО СОЛНЕЧНО-ЗЕМНОЙ ФИЗИКЕ, ВЫПОЛНЕННЫЕ С ПОМОЩЬЮ КА, СОЗДАНЫХ В НПО ИМ. С.А. ЛАВОЧКИНА. 1. ПРОЕКТ «ИНТЕРБОЛ»

*Г.Н. Застенкер,*  
профессор, доктор физико-математических наук, Учреждение Российской Академии наук. Институт космических исследований (ИКИ РАН), Россия, г. Москва, gzastenk@iki.rssi.ru

*В статье кратко описываются основные научные результаты в области солнечно-земной физики, полученные при осуществлении международного широкомасштабного многоспутникового проекта «ИНТЕРБОЛ».*

*Ключевые слова:* плазма;  
магнитное поле;  
энергичные частицы;  
межпланетная среда;  
магнитосфера Земли;  
магнитопауза;  
ударные волны.

### введение

Исследования межпланетной среды и магнитосферы Земли проводились на многочисленных аппаратах, созданных в НПО им. С.А. Лавочкина (НПОЛ), серии «ПРОГНОЗ» и в эксперименте «Плазма-Ф» на КА «Спектр-Р». В данной статье рассматривается эксперимент «ИНТЕРБОЛ».

Проект «ИНТЕРБОЛ», осуществленный в 1995-2000 гг. на базе спутников серии «ПРОГНОЗ» – «ИНТЕРБОЛ-1» и «ИНТЕРБОЛ-2», созданных в НПОЛ, и с участием созданных в Чешской Республике субспутников серии «МАГИОН» – «МАГИОН-4» и «МАГИОН-5», был предназначен для детального исследова-

## THE INVESTIGATIONS OF SOLAR- TERRESTRIAL RELATIONS PERFORMED ONBOARD THE SPACECRAFT DEVELOPED BY NPO NAMED S.A. LAVOCHKIN. 1. «INTERBALL» PROJECT

*G.N. Zastenker*  
Professor, Doctor of Physical and Mathematical Sciences, Space Research Institute of the Russian Academy of Sciences (IKI RAN), Russia, Moscow, gzastenk@iki.rssi.ru

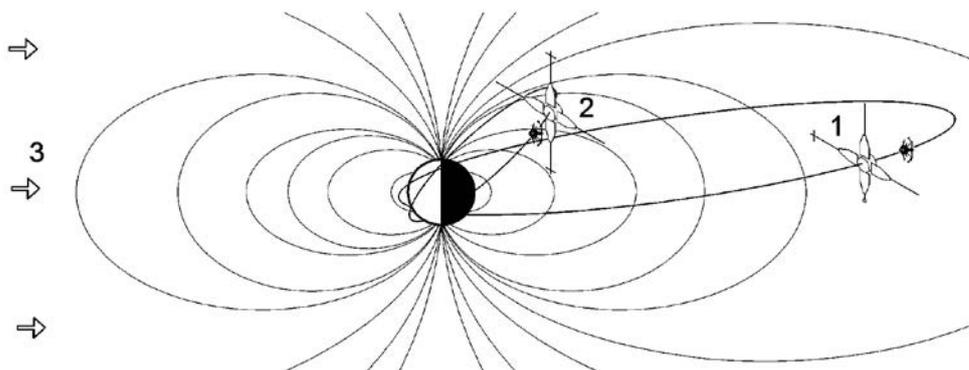
*In this paper there are described the main scientific results in the field of solar-terrestrial relations that were obtained by international large-scale multi-spacecraft mission «INTERBALL».*

*Key words:*  
plasma;  
magnetic field;  
energetic particles;  
interplanetary medium;  
Earth's magnetosphere;  
magnetopause;  
shock waves.

ния процессов переноса энергии, импульса и массы в критических областях системы солнечный ветер-магнитосфера Земли (Галеев А.А., Гальперин Ю.И., Зеленый Л.М., 1996). Научным руководителем проекта «ИНТЕРБОЛ» был директор ИКИ РАН академик Л.М. Зеленый.

В эксперименте использовался набор из четырех спутников, состоявший из двух близких пар на орбитах разной высоты (200 тыс. км для пары «ИНТЕРБОЛ-1» / «МАГИОН-4» и 20 тыс. км для пары «ИНТЕРБОЛ-2» / «МАГИОН-5»). Схема их расположения представлена на рисунке 1.

За всю историю космических исследований в



**рисунок 1.** Схема научного эксперимента миссии «Интербол»

Советском Союзе и России проект «ИНТЕРБОЛ» является одной из самых успешных миссий по изучению плазмы, магнитных полей и различного рода излучений в околоземном космическом пространстве. В рамках проекта удалось собрать новый и весьма важный по своему значению, объему и набору экспериментальный материал, что стало возможным благодаря:

- серьезной модификации конструкции и служебной аппаратуры спутников типа «ПРОГНОЗ-М2», проведенной в НПОЛ (*Кремнев Р.С., Смирнов А.И., Горкин С.С., 1996*);
- длительному по сравнению с ранее осуществленными проектами периоду бесперебойного функционирования космических аппаратов и научной аппаратуры (до пяти лет);
- удачному выбору орбит спутников;
- наиболее полному (по сравнению с ранее осуществленными проектами) набору параметров окружающего пространства, измеряемому с помощью комплекса научной аппаратуры;
- резкому (во много раз по сравнению с предыдущими спутниками этой серии) повышению объема получаемой научной информации;
- одновременным многоспутниковым наблюдениям, как на близких расстояниях, так и в разнесенных областях геомагнитосферы.

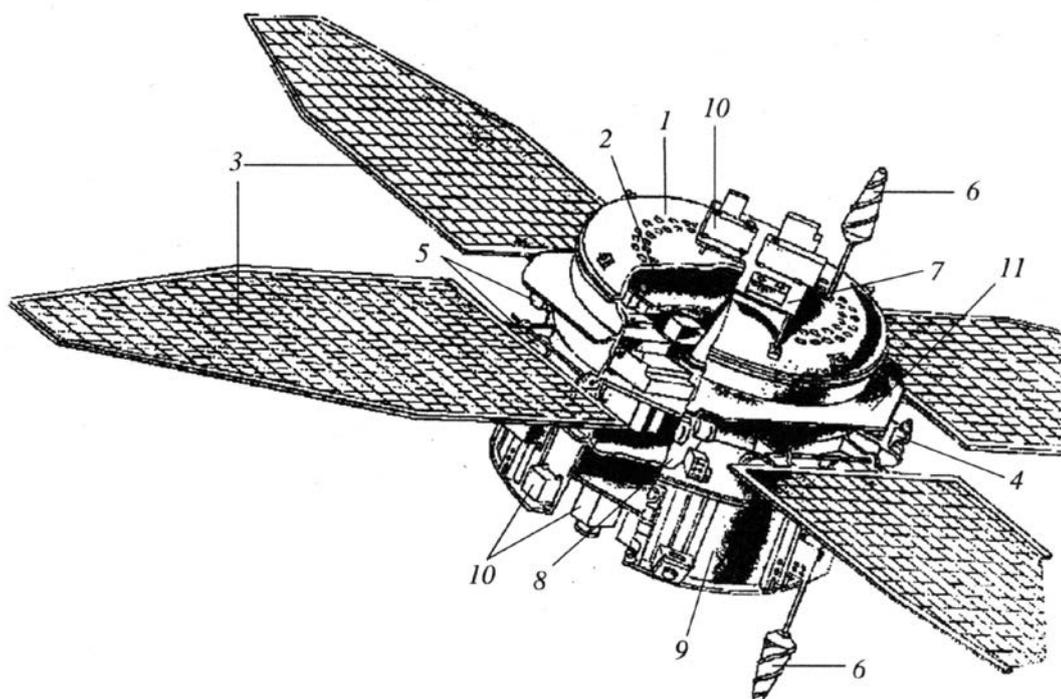
Общее представление о конструкции аппарата «ПРОГНОЗ-М2», количестве и составе

размещенной на аппаратах «ИНТЕРБОЛ-1» и «ИНТЕРБОЛ-2» научной аппаратуры может быть получено из рисунков 2, 3.

На спутнике «ИНТЕРБОЛ-1» было размещено 24 научных прибора, на спутнике «ИНТЕРБОЛ-2» – 23 прибора. При этом основное внимание на спутнике «ИНТЕРБОЛ-1» уделялось плазменным экспериментам, а на спутнике «ИНТЕРБОЛ-2» – волновым измерениям. На каждом из субспутников «МАГИОН-4, -5» находилось по 6-8 научных приборов.

Проект «ИНТЕРБОЛ» является уникальным по количеству и качеству измерений, проведенных во всех ключевых областях околоземного космического пространства, начиная с солнечного ветра, внешних границ магнитосферы и кончая внутренними областями геомагнитной полости (плазмосфера, авроральные области, плазменный и нейтральный слои хвоста магнитосферы Земли). Исследования физических явлений в этих областях, выполнявшиеся на спутниках проекта «ИНТЕРБОЛ», и последующий анализ полученных данных проводились в тесной кооперации с исследованиями в рамках других околоземных миссий, проводимых в тот же период в рамках национальных космических программ США, Японии и Европейских стран.

Все вышеперечисленное предопределило высокий уровень научных результатов, получен-



**1** – приборный контейнер; **2** – рамы для установки аппаратуры; **3** – панели солнечной батареи; **4** – датчики положения Солнца; **5** – шар-баллоны системы ориентации; **6** – антенны; **7, 8, 9** – плата, боковые рамы и проставка для научных приборов; **10, 11** – защитные экраны.

**рисунок 2.** Космический аппарат «Прогноз-М2»

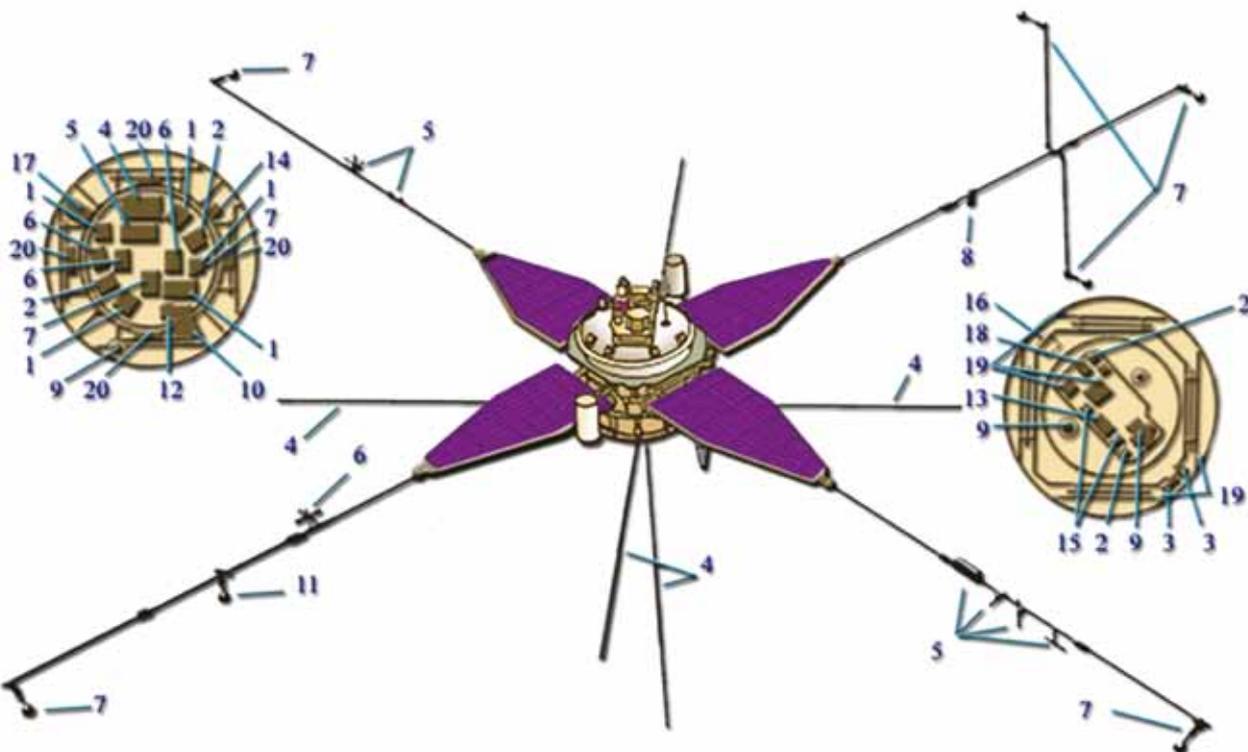


рисунок 3. Проект «Интербол». Размещение научной аппаратуры на борту КА «ИНТЕРБОЛ-2»

ных в рамках проекта «ИНТЕРБОЛ». Действительно, по результатам анализа данных было опубликовано более 500 статей, разнообразных по тематике и подходам к анализу измерений.

Научные исследования проекта «ИНТЕРБОЛ» охватывают широкий круг проблем, в том числе:

- собственно геофизические задачи (структура и динамика магнитосферы и ионосферы Земли);
- фундаментальные задачи физики плазмы и астрофизики (формирование и структура разрывов в бесстолкновительной плазме, процессы пересоединения, генерация излучений и ускорение частиц в магнитосферной полости и т.д.);
- влияние процессов на Солнце и в межпланетной среде на околоземное пространство, биосферу, человека и его хозяйственную деятельность (прогноз геоактивных периодов и механизмы их влияния), то, что объединяется сейчас термином «космическая погода».

Кроме того, были получены важные сведения по долговременному влиянию различных факторов окружающего космические аппараты пространства на функционирование ряда технических устройств. На основе передовых компьютерных технологий был создан Архив данных проекта и организован доступ к нему.

Результатам проекта были посвящены несколько специальных выпусков российских («Космические исследования») и международных («Annales Geophysicae») научных журналов. На ежегодных Ассамблеях Европейского Геофизи-

ческого Союза (EGU) с 1996 г. по 2001 г. проводились специальные сессии, посвященные представлению результатов проекта «ИНТЕРБОЛ». Специальные симпозиумы, почти ежегодно проводимые в рамках проекта (всего было проведено восемь таких симпозиумов), пользовались неизменным вниманием мирового научного сообщества.

В целом результаты проекта представлялись более чем на 50 международных научных конференциях и примерно на 20 всероссийских. Всего было сделано около 600 докладов. Можно утверждать, что успешная работа участников проекта «ИНТЕРБОЛ» обеспечила достойное представление российской науки на международном уровне.

В результате реализации проекта «ИНТЕРБОЛ» в НПО им. С.А. Лавочкина был получен ценный конструкторско-технологический опыт. Оба космических аппарата «ИНТЕРБОЛ-1, -2» впервые в отечественной практике были созданы в виде конструкций с эквипотенциальными поверхностями, включая и поверхности солнечных панелей. Анализ результатов измерения электрического потенциала корпусов космических аппаратов показал революционный и практически важный результат: даже для радиационно-напряженных орбит КА «ИНТЕРБОЛ-2» эта величина не превышала 10 В.

Для проекта «ИНТЕРБОЛ» были разработаны солнечные панели со значительно улучшенными

ми эксплуатационными характеристиками. В ходе полета были получены данные сравнения характеристик этих панелей со стандартными. Для КА «ИНТЕРБОЛ-2» степень деградации стандартных панелей за время эксплуатации составила ~70%, в то время как для улучшенных панелей – лишь ~20%.

Далее будут кратко описаны основные научные результаты проекта «ИНТЕРБОЛ».

## 1. Вариации солнечного ветра, воздействующие на магнитосферу

Как известно, из короны Солнца непрерывно и во все стороны вытекают потоки горячей плазмы (ионов и электронов), движущиеся радиально со скоростью в несколько сот километров в секунду и называемые солнечным ветром. Солнечный ветер (СВ) несет в себе связанное с Солнцем «вмороженное» магнитное поле (ММП).

Взаимодействие солнечного ветра с магнитным полем Земли образует определенную конфигурацию в околоземном пространстве – магнитосферу Земли, отделяемую от солнечного ветра магнитопаузой, перед которой возникает околоземная ударная волна и формируются особые районы, называемые форшоком. Область между ударной волной и магнитопаузой называется магнитослоем (Галеев А.А., Гальперин Ю.И., Зеленый Л.М., 1996).

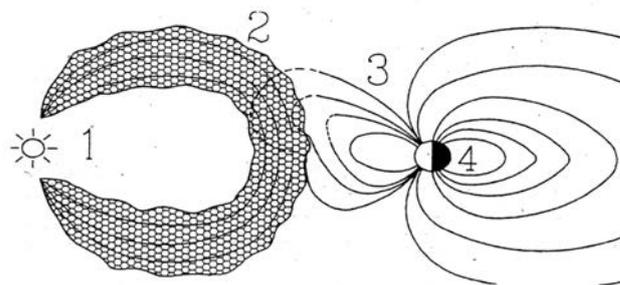
Основным свойством солнечного ветра, тесно связанным с динамикой короны Солнца, является его чрезвычайная изменчивость, проявляющаяся в сильных вариациях всех его параметров – переносной скорости, плотности, температуры каждой из его компонент, направления и напряженности ММП. Все эти изменения существенно влияют на состояние магнитосферы, определяя «космическую погоду». При этом солнечный ветер является одним из основных агентов, переносящих сильные возмущения от Солнца к Земле, что определяет практическую важность изучения структуры и вариаций солнечного ветра в самом широком диапазоне масштабов и частот. С другой стороны, изучение солнечного ветра имеет и фундаментальный интерес для астрофизики, физики термоядерных устройств и т.п., так как он представляет собой естественную лабораторию горячей бесстолкновительной плазмы, не имеющей границ, в которую мы можем проникнуть со своими приборами.

В соответствии с вышеизложенным заметная часть исследований по проекту «ИНТЕРБОЛ» была посвящена изучению различных вопросов структуры и изменчивости солнечного ветра. Результаты этих работ описаны в данном разделе.

### 1.1. Изучение «магнитных облаков», выброшенных из Солнца, и других «сильных» событий солнечной активности и их взаимодействия с магнитосферой

Одним из важнейших проявлений солнечно-земных связей является крупномасштабное возмущение магнитосферы, неизменно возникающее при набегании на нее гигантских «магнитных облаков». Такие «облака», содержащие в себе плотную солнечную плазму и обладающие специфической структурой магнитного поля, образуются в межпланетном пространстве при выбросе из внешней области Солнца – солнечной короны – больших масс горячей плазмы. Не всегда, но достаточно часто «магнитные облака» возникают после сильных солнечных вспышек.

Во время прихода к Земле интенсивного «магнитного облака» наша магнитосфера (как показано схематически на рисунке 4) сильно сжимается (расстояние до дневной магнитопаузы значительно уменьшается), ее внутренние полости заполняются экстремально большими потоками энергичных частиц, и развивается сильная магнитная буря.



**рисунк 4.** Воздействие «магнитного облака» на магнитосферу

- 1** – Солнце;
- 2** – «магнитное облако»;
- 3** – деформированная облаком магнитосфера Земли;
- 4** – радиационные пояса.

Такие события могут оказывать серьезное воздействие не только на полярную ионосферу и, следовательно, на радиосвязь в полярных районах, но и на протяженные энергосети в Арктике, на токи в трубопроводах и т.д.

Обычно такие события достаточно редки, но в период работы проекта «ИНТЕРБОЛ» их произошло довольно много (более десятка), Самое сильное из них было зарегистрировано 10-11 января 1997 г. и детально изучено по данным обоих спутников «ИНТЕРБОЛ-1» и «ИНТЕРБОЛ-2» (Николаева Н.С., Застенкер Г.Н., Ноздрачев М.Н. и др., 1998).

Было показано, что в результате прихода этого «магнитного облака» произошло очень сильное сжатие магнитосферы – ее размер в подсолнечной области уменьшился почти в два раза; установлено также, что в этом событии полярная шапка магнитосферы оказалась заполненной интенсивными потоками ускоренных ионов и электронов, что привело к сильным эффектам на Земле и в ближнем космосе. В частности, именно этими потоками разогретых электронов был вызван полный выход из строя 11 января 1997 г. американского телевизионного спутника «Telstar-401».

## 1.2. Корреляция среднemasштабных структур солнечного ветра

Сопоставление наблюдений солнечного ветра, осуществляемых одновременно в нескольких достаточно разнесенных точках межпланетного пространства, представляет значительную как научную, так и практическую ценность. В частности, это позволяет провести проверку концепции мониторинга солнечного ветра в достаточно удаленной от Земли точке (например, в передней точке либрации L1, отстоящей от Земли на 1.5 млн. км в сторону Солнца) для получения входных данных о воздействии солнечного ветра на магнитосферу Земли. Такой мониторинг должен служить основной частью системы оперативного слежения за «космической погодой».

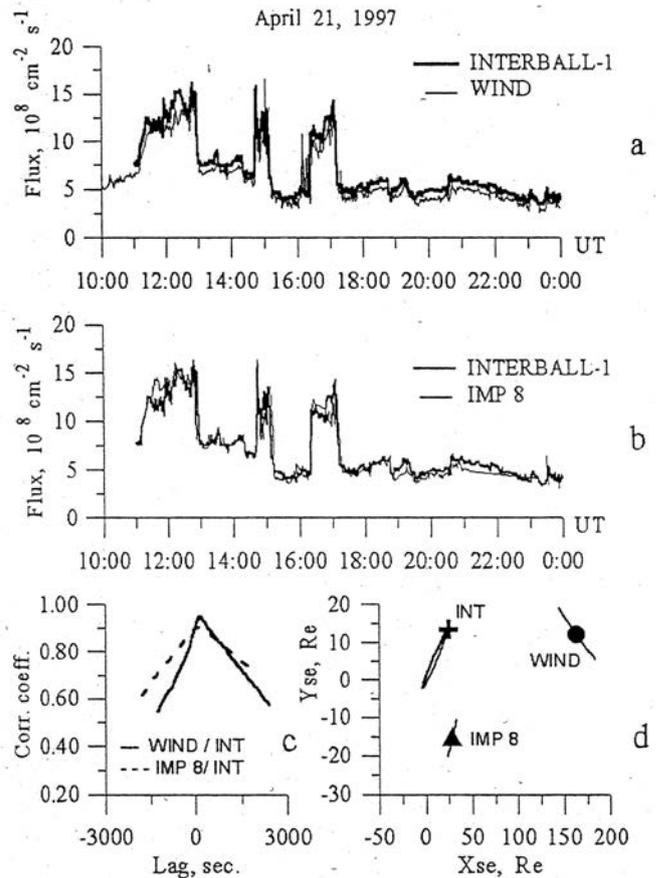
Систематическое сопоставление параметров плазмы солнечного ветра было проведено на основе длинных рядов данных, полученных с одновременно работавших в 1995-98 гг. космических аппаратов «ИНТЕРБОЛ-1», «WIND» и «IMP 8».

Для детального сопоставления были выбраны, в первую очередь, значения потока ионов солнечного ветра. В качестве количественной меры сходства (точнее сходного поведения) параметров СВ использовался коэффициент кросс-корреляции соответствующих временных рядов.

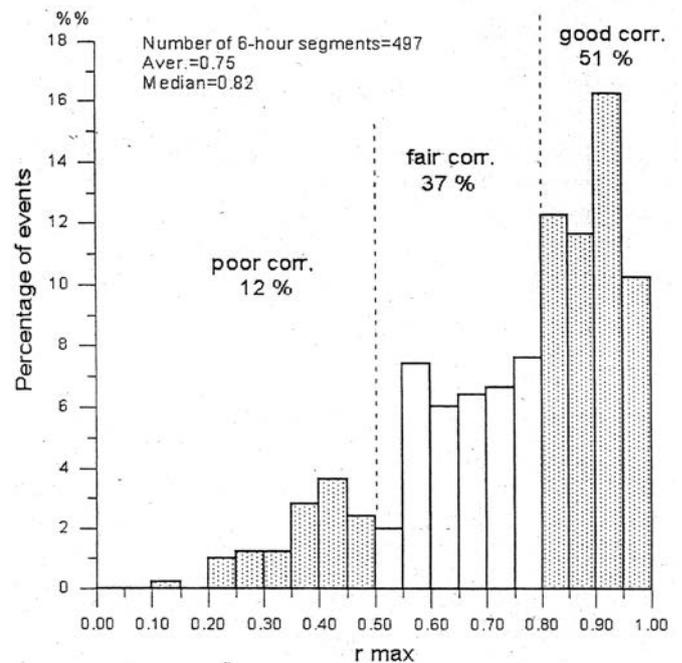
Показательный пример хорошей корреляции потоков ионов при весьма больших расстояниях между аппаратами (до 150 Re) приведен на рисунке 5 для 13 часов наблюдений 21 апреля 1997 г. Видно, что временной ход и абсолютные значения потоков совпадают очень хорошо – коэффициенты корреляции составляют 0.90 для пары «ИНТЕРБОЛ-1» / «WIND» и даже 0.94 для пары «ИНТЕРБОЛ-1» / «IMP 8».

Обобщающая характеристика корреляции потоков солнечного ветра для двух пар аппаратов представлена на рисунке 6 в виде гистограммы распределения коэффициентов корреляции.

Видно, что распределение в целом является



рисунк 5. Корреляция измерений солнечного ветра на двух КА



рисунк 6. Статистика корреляции измерений солнечного ветра на двух КА

достаточно гладким, при этом максимум распределения указывает на весьма высокую корреля-

цию потоков – 0,9-0,95. Однако это распределение имеет длинный «хвост» в сторону малых корреляций, что существенно снижает и среднее значение. Полный набор коэффициентов корреляции можно разделить на три части – «хорошую» корреляцию (0.8) имеют 51% сегментов, «умеренную» ( $0.5 < r < 0.8$ ) – 37%, и «плохую» корреляцию – коэффициент корреляции менее 0.5 – имеют 12% сегментов.

Детальные исследования зависимости кросс-корреляции измерений на различных аппаратах от их расположения и от различных параметров солнечного ветра позволили получить важные выводы о масштабах и изменчивости «средне-масштабных» структур СВ (Застенкер Г.Н., Далин П.А., Лазарус А. Дж., Пауларена К.И., 1998).

Отметим, что эти результаты являются приоритетными и впервые были получены в наших исследованиях.

1. Усредненный коэффициент кросс-корреляции потоков ионов солнечного ветра, измеренных одновременно на широко разнесенных аппаратах «ИНТЕРБОЛ-1» / «IMP8/WIND», оказывается достаточно большим и равен 0.75.

2. Характерное время изменения рассматриваемых структур достаточно велико и в среднем значительно превышает время движения солнечного ветра между этими аппаратами (от несколь-

ких минут до одного часа).

3. Оценки показывают, что корреляционная длина рассматриваемых структур солнечного ветра в поперечном направлении имеет порядок 500-1000  $Re$  (3-6 млн. км), т.е. значительно больше поперечного размера магнитосферы.

4. Наиболее сильно уровень корреляции потоков ионов солнечного ветра зависит от их относительной вариабильности.

### 1.3. Резкие границы мелкомасштабных структур солнечного ветра

Одним из интересных явлений, к которому, однако, не было привлечено достаточного внимания, являются очень большие (на десятки процентов и даже в разы) и резкие (существенные изменения происходят за несколько минут или даже за несколько секунд) возрастания или спады потока ионов в солнечном ветре. Хотя эти, весьма сильные, возмущения оказывают существенное воздействие на магнитосферу, до проведенных по данным спутника «ИНТЕРБОЛ-1» исследований они оставались неизученными. Пример такого резкого возрастания потока ионов по данным двух КА приведен на рисунок 7.

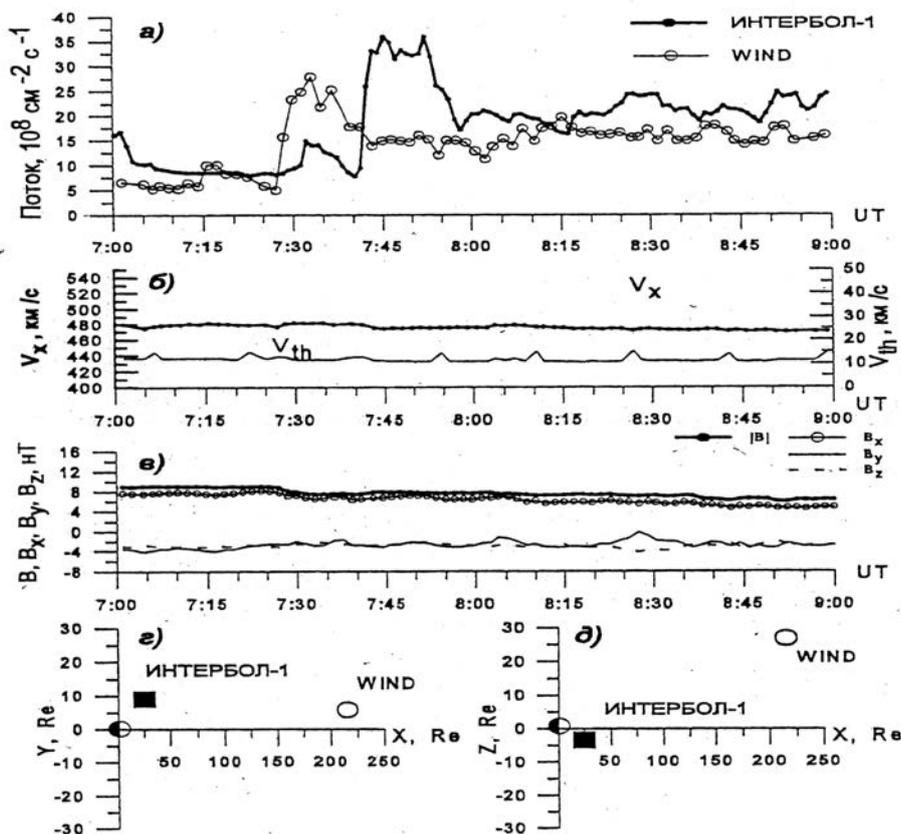


рисунок 7. Пример наблюдения резких границ скачков потока солнечного ветра на двух космических аппаратах

На основе проведенных, на спутнике «ИНТЕРБОЛ-1» исследований были получены следующие приоритетные результаты.

1. На большой статистике была определена «встречаемость», т.е. частота наблюдения резких (быстрее, чем за 10 мин) скачков потока ионов (и динамического давления) солнечного ветра в зависимости от их амплитуды.

2. Рассматриваемые мелкомасштабные структуры солнечного ветра нередко имеют очень резкие («скачкообразные») границы протяженностью всего лишь в несколько десятков гирорадиусов протонов.

3. В значительном своем большинстве (около 75%) эти события сопровождаются очень малыми изменениями скорости СВ (менее 10 км/с), т.е. они представляют собой резкие вариации его плотности.

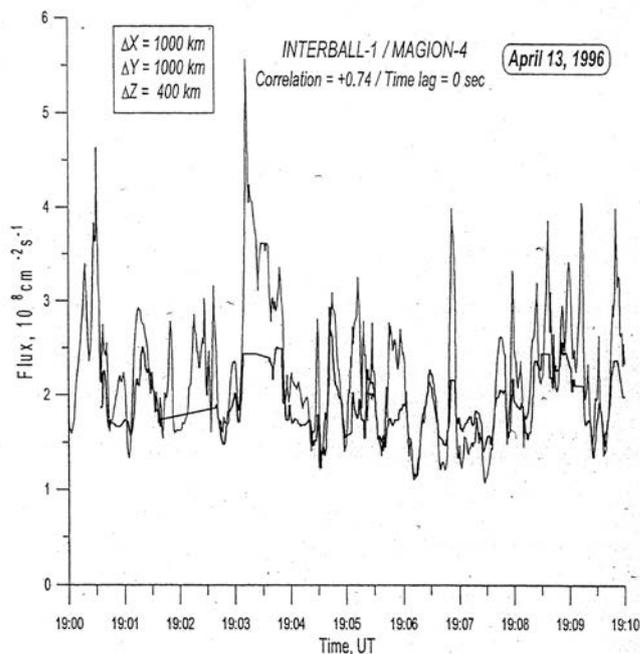
4. Показана геоэффективность больших и резких скачков давления солнечного ветра, даже в отсутствие изменений направления ММП, приводящих к синхронным возмущениям геомагнитного поля на низких широтах и к возбуждению низкочастотных пульсаций на высоких.

5. Установлено, что резкие фронты плазмы примерно в половине событий оказываются значительно наклоненными к линии Солнце-Земля.

#### 1.4. Быстрые вариации плазмы и магнитного поля в форшоке и в магнитослое

Одной из интересных и практически важных проблем является изучение быстрых вариаций солнечного ветра и межпланетного магнитного поля в области форшока перед околоземной ударной волной. Насущный интерес к этому явлению вытекает из того очевидного обстоятельства, что при изучении воздействия СВ на магнитосферу Земли использование в качестве исходных параметров измерений невозмущенного солнечного ветра (как делается во множестве работ) является не совсем корректным. В действительности, на границу магнитосферы воздействует не невозмущенный солнечный ветер, а модифицированный поток плазмы, прошедший через область форшока, фронт ударной волны и магнитослой. То же, конечно, справедливо и для межпланетного магнитного поля.

Один из ярких примеров поведения солнечного ветра в форшоке, полученный по одновременным измерениям потока ионов на спутнике «ИНТЕРБОЛ-1» и субспутнике «МАГИОН-4», приведен на рисунке 8. Особенностью наших измерений по сравнению со всеми предыдущими является весьма высокое временное разрешение



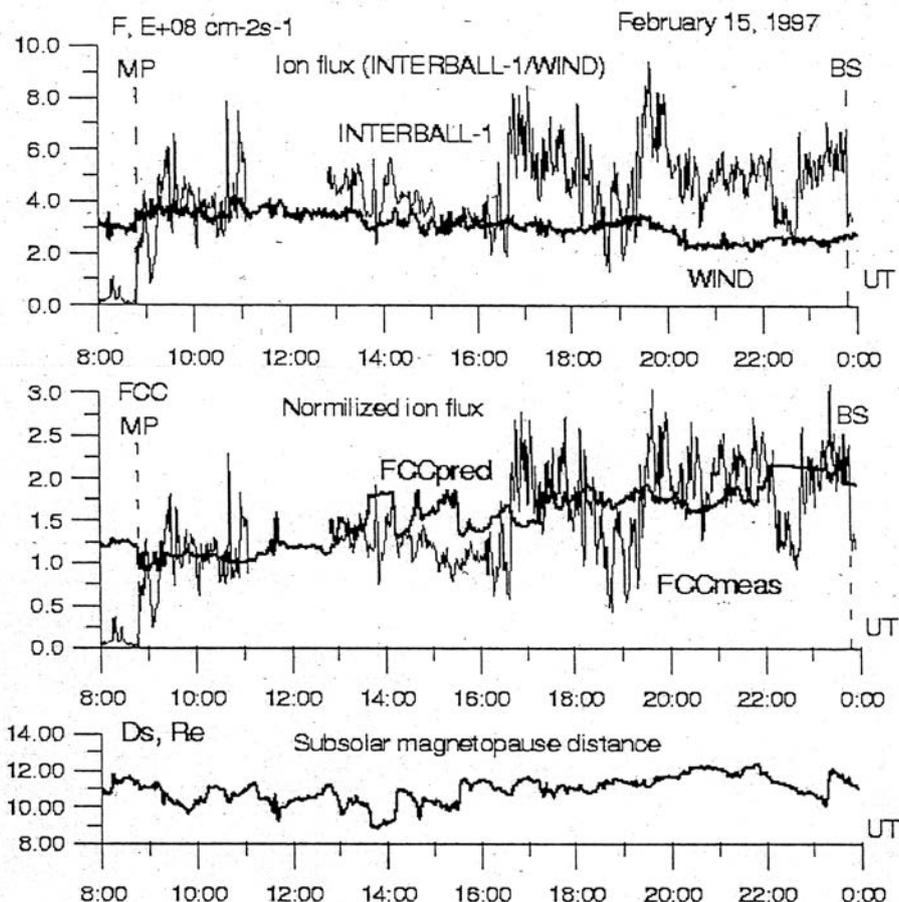
**рисунок 8.** Пример тонкой структуры вариаций потока плазмы в области форшока

по измерениям потока плазмы (не хуже 1 сек.).

Видно, что эти вариации при расстоянии между КА около 1000 км находятся в очень близком соответствии.

На основе детального изучения многочасовых высокоопросных измерений области форшока перед околоземной ударной волной на спутниках проекта «ИНТЕРБОЛ» был получен следующий приоритетный результат – область форшока характеризуется не только большими вариациями магнитного поля (что было известно и ранее), но и существующими всегда одновременно с ними быстрыми коррелированными колебаниями потока ионов солнечного ветра, являющимися проявлением быстрых магнитозвуковых волн (*Эйгес П.Е., Застенкер Г.Н., Ноздрачев М.Н. и др., 1998*).

Магнитослой является интерфейсом между солнечным ветром и магнитосферой и, следовательно, происходящая в нем модификация солнечного ветра может оказывать сильное воздействие на динамику магнитосферы. Однако количественные характеристики этих флуктуаций (особенно в части вариаций плазмы) до проведенных на спутнике «ИНТЕРБОЛ-1» исследований были почти не изучены. По данным проекта «ИНТЕРБОЛ» были детально рассмотрены флуктуации параметров плазмы и магнитного поля в магнитослое в диапазоне периодов от секунд до часов и получены статистические данные об их амплитуде, пространственной структуре, их спектрах и зависимости от внешних условий.



**рисунок 9.** Сравнение предсказанных по измерениям в солнечном ветре и реально измеренных в магнитослое вариаций потока ионов

Пример таких наблюдений представлен на рисунке 9 (одновременные измерения потока в магнитослое (тонкая линия) и в невозмущенном солнечном ветре (жирная линия) и динамика подсолнечного расстояния до магнитопаузы).

В целом полученные в проекте «ИНТЕРБОЛ» приоритетные результаты исследования магнитослоя можно кратко суммировать следующим образом.

- Все параметры плазмы и модуль магнитного поля в магнитослое испытывают большие и быстрые вариации, значительно превышающие те, которые одновременно наблюдаются в солнечном ветре (и не объясняемые ни вариациями солнечного ветра, ни движением магнитослоя), и представляющие собой структуры сжатия и разрежения плотности плазмы, возникающие вблизи ударной волны и сносимые вниз по потоку течением плазмы в магнитослое.
- Наблюдаемые в магнитосфере быстрые возмущения могут быть следствием вариаций, происходящих **только** в магнитослое. Так, например, на основе нескольких примеров

одновременных измерений на спутниках «ИНТЕРБОЛ-1» и «МАГИОН-4» **впервые** показано, что перемещения магнитопаузы за несколько минут с амплитудой порядка одного-двух радиусов Земли при постоянных условиях в солнечном ветре однозначно связаны со скачками давления плазмы, наблюдаемыми в магнитослое вблизи магнитопаузы.

Отметим еще, что на спутнике «ИНТЕРБОЛ-1» были проведены также детальные исследования быстрых движений магнитопаузы, которые дали новые, ранее неизвестные результаты – см. (Бородкова Н.Л., Сайбек Д.Г., Застенкер Г.Н. и др., 1998) и (Николаева Н.С., Застенкер Г.Н., Шафранкова Я. и др., 1998).

## 2. Проникновение плазмы солнечного ветра в магнитосферу и ускорение частиц в магнитосфере

Граница магнитосферы – магнитопауза – служит «щитом», предохраняющим околоземное космическое пространство от прямого доступа потоков солнечного ветра. Однако этот «щит»

не является абсолютно непроницаемым. Магнитосфера вовсе не является пустой, а заполнена плазмой частично ионосферного, но главным образом солнечного происхождения.

При определенных возмущениях межпланетной среды, прежде всего, при поворотах вертикальной компоненты ММП к югу, и происходит прорыв плазмы солнечного ветра внутрь магнитосферы, т.е. локальное разрушение магнитного барьера. При этом функция распределения по энергии частиц плазмы имеет зернистую структуру, т.е. состоит из отдельных пучков заряженных частиц. Это согласуется с предположением о локальном и импульсивном «пересоединении» межпланетного и земного магнитных полей на границе магнитосферы, в результате чего под магнитопаузой образуются «пограничные» слои.

Другим источником входа плазмы солнечного ветра служат высокоширотные магнитные воронки, называемые полярными каспами. Их существование обусловлено «ветвлением» магнитного поля земного диполя на северном и южном концах его оси. В этих областях происходит прямое проникновение солнечной плазмы в высокоширотные области магнитосферы и полярной ионосферы и образуется «плазменная мантия» магнитосферы.

Третьим источником входа плазмы в магнитосферу являются ее боковые фланги на низких широтах. Здесь за счет нагрева плазмы магнитослоя тоже образуется «переходный» слой, граничащий с плазменным слоем хвоста магнитосферы.

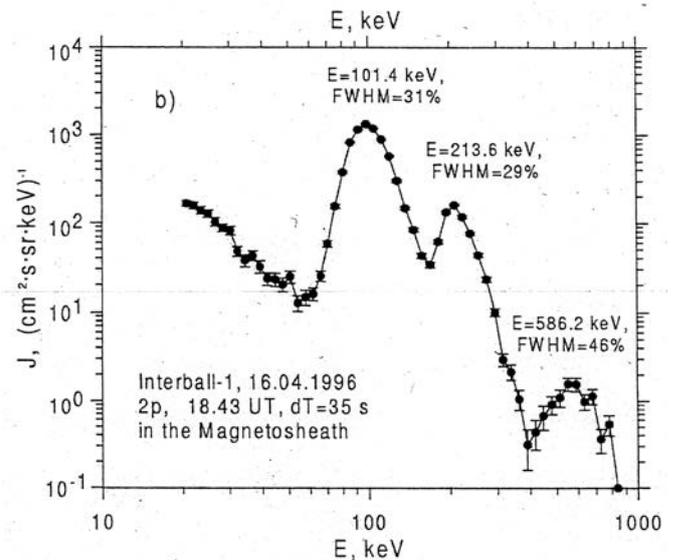
Не останавливаясь на деталях, отметим только, что все эти достаточно сложные процессы и механизмы были подробно исследованы в проекте «ИНТЕРБОЛ» и были получены новые и важные результаты.

Отличительной особенностью магнитосферы является наличие в ней мощных процессов ускорения заряженных частиц. Исследованию процессов ускорения частиц в магнитосфере посвящена значительная часть работ, выполненных по проекту «ИНТЕРБОЛ» (Писаренко Н.Ф., Морозова Е.И., Луценко В.Н. и др., 1998; Ермолаев Ю.И., 1998; Тактакишвили А.Л., Зеленый Л.М., Луценко В.Н., Кудела К., 1998).

В ходе этих исследований сделано важное открытие – обнаружены пучки почти моноэнергетических ионов около границ магнитосферы. Ранее считалось общепризнанным, что спектры энергичных частиц имеют гладкую форму с отрицательным наклоном. Эксперимент ДОК-2 на спутниках «ИНТЕРБОЛ-1» и «ИНТЕРБОЛ-2» подтвердил, что в большинстве случаев это соответствует действительности, особенно для усредненных по времени

спектров. Однако **впервые** было установлено, что существуют и спектры совсем иного типа. В солнечном ветре перед фронтом околоземной ударной волны, в магнитослое, перед магнитопаузой и на границе плазменного слоя хвоста магнитосферы были обнаружены пучки почти моноэнергетических ионов (ПМИ). Хотя продолжительность этого явления составляет – 1 мин, интенсивность пучков может быть очень высокой.

В наиболее общем случае в этих спектрах наблюдались три линии с характерным отношением энергий 1:2: (5-6), рисунок 10.



**рисунок 10.** Пример почти моноэнергичных потоков ионов  $H^+$ ,  $He^{++}$ ,  $NO^+(5-6)$ , ускоренных вблизи магнитопаузы

Открытое явление может быть объяснено ускорением ионов солнечного ветра ( $H^+$ ,  $He^{++}$ ,  $CNO^{+5-6}$ ) во всплесках электростатического поля, возникающих при разрыве волокон в токовых слоях, образующих границы магнитосферы. Можно ожидать, что разность потенциалов на разрыве будет равна полному падению потенциала на магнитосфере, равному  $\sim 80$  кэВ. Это значение совпадает с измеренным средним значением энергии протонной линии.

### 3. Дисперсионные структуры в спектрах электронов и ионов в авроральной магнитосфере

Для механизмов нагрева и ускорения плазмы в хвосте магнитосферы определяющее значение имеют процессы пересоединения межпланетного и геомагнитного полей и процессы разви-

тия крупномасштабных неустойчивостей при реконфигурации магнитного поля в ходе развития вспышечных явлений во время суббурь. Поиски свидетельств этих процессов привели к обнаружению двух различных типов энерго-диспергированных структур ионов (VDIS и TDIS), являющихся автографами пучков ионов и позволяющих «лоцировать» активные области в авроральной магнитосфере.

Детальные исследования по данным спутника «ИНТЕРБОЛ-2» показали:

- Первый тип структур (VDIS) представляет собой одиночные, длительные (5-20 мин), стабильные во времени, диспергированные структуры 1-20 кэВ на полярном краю авроральной зоны; энергия в них увеличивается с геомагнитной широтой. Совокупность множества наблюдений позволяет нам сделать вывод, что VDIS являются пространственно-диспергированными структурами.
- Второй тип структур (TDIS) – это спорадические, повторяющиеся, кратковременные (1-3 мин.) инъекции ионов с энергиями 2-30 кэВ, наблюдаемые на практически одной широте; энергия в них зависит от времени пересечения TDIS спутником (они обнаружены по данным спутника «ИНТЕРБОЛ-2» впервые).

Энергодиспергированные структуры с энергиями 2-14 кэВ присутствуют в спектрограмме ионов  $H^+$  в обеих частях авроральной зоны. Энергия в этих структурах уменьшается как при входе в полярную шапку, так и при выходе из нее. Образование VDIS интерпретируется как процесс, связанный с формированием и распространением пучков ускоренных ионов из области пограничного плазменного слоя (50-120 Re) при квазистационарном пересоединении в хвосте.

Еще одной областью исследования на спутниках проекта «ИНТЕРБОЛ» явилось изучение пограничной области плазменного слоя, расположенной между плазменным слоем и высокоширотными областями хвоста магнитосферы Земли. Анализ экспериментальных данных, полученных на спутнике «ИНТЕРБОЛ-1» показал, что в пограничной области плазменного слоя регулярно наблюдаются короткоживущие пучки высокоскоростных ионов (бимлеты), которые в основном движутся к Земле и скорость которых зависит от расстояния между точкой их наблюдения и нейтральным слоем (вдоль оси  $Z$  поля). Это подтверждает теорию о том, что источник бимлетов расположен в удаленных областях хвоста магнитосферы (~100 Re от Земли).

Существенным достижением проекта «ИНТЕРБОЛ» было обнаружение и исследова-

ние тонких токовых слоев в плазме хвоста магнитосферы, на магнитопаузе и в областях каспа. Для интерпретации этого явления была построена самосогласованная аналитическая модель тонких токовых слоев (ТТС) с учетом диффузионных и электростатических эффектов, в которой натяжение магнитных силовых линий уравновешивается инерцией пролетающих через слой ионов.

#### 4. Радиоизлучение в магнитосфере

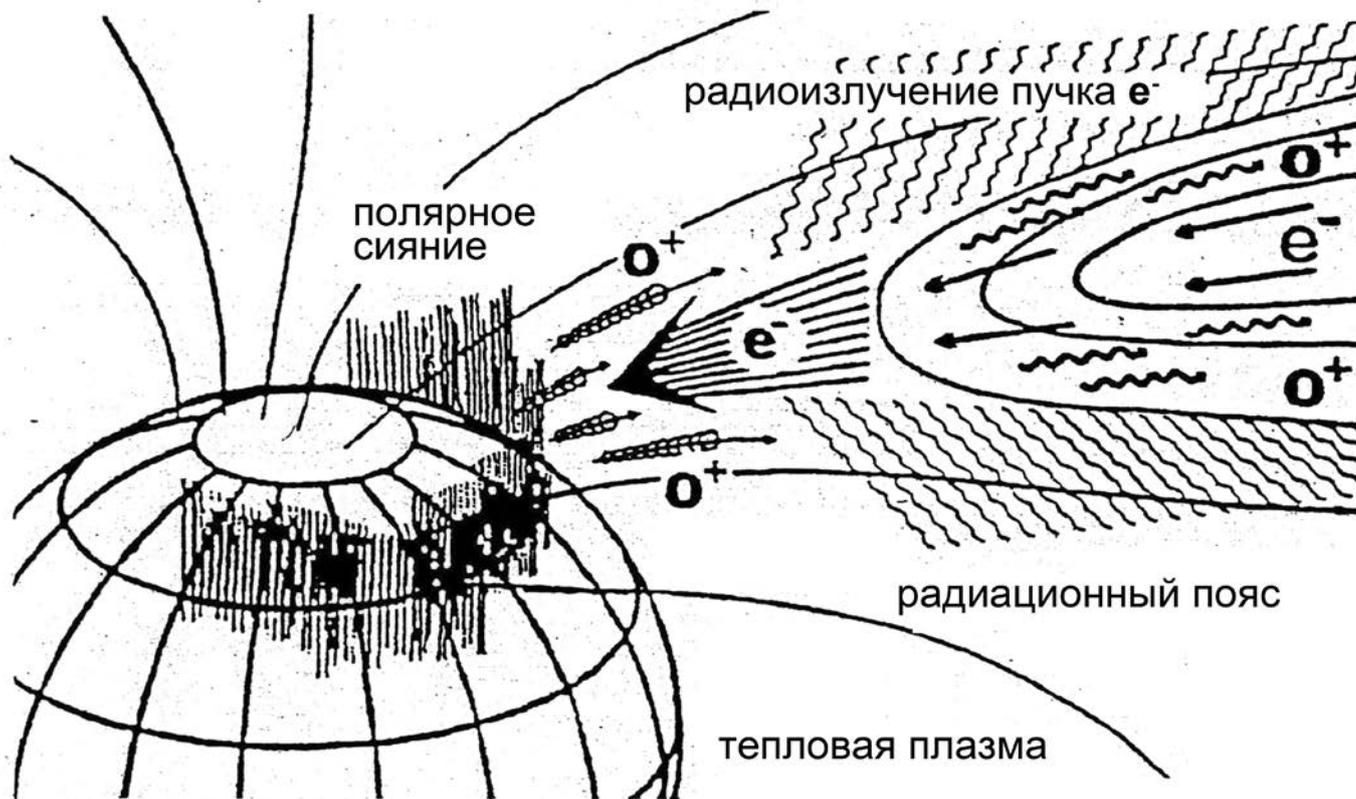
Магнитосфера Земли является источником мощного радиоизлучения в диапазоне частот 200-600 кГц (Аврорального Километрового Радиоизлучения – АКР), которое генерируется потоками энергичных частиц в авроральных областях. Изучение АКР, проведенное на спутнике «ИНТЕРБОЛ-2» с помощью комплекса спектрополяриметров ПОЛЬРАД, позволило получить новые и важные результаты в части ускорения и движения частиц в магнитосфере.

Впервые (и многократно) было зарегистрировано явление АКР в полярной шапке (рисунок 11), хотя ранее АКР наблюдалось только в авроральной области – в источнике излучения. Как показал детальный анализ, эти наблюдения могут быть объяснены спецификой распространения АКР в полярной магнитосфере (низкое содержание холодной плазмы и высокое содержание энергичной компоненты) и особенностями орбиты спутника, удачно проходящей вдоль отклоненных лучей.

Кроме того, на спутнике «ИНТЕРБОЛ-2» были обнаружены импульсные широкополосные всплески аврорального километрового излучения, которые характеризуются быстрым возрастанием интенсивности (< 1 мин) в широком частотном диапазоне от 30 до 900 кГц и последующим затуханием в течение нескольких минут. Такие всплески наблюдаются на полярной границе полярного сияния при его интенсификации и быстром расширении в сторону полюса и связаны с нисходящими потоками энергичных электронов. Выявлена тонкая структура всплесков АКР, которая указывает на филаментарную структуру продольного тока (*Ханаи Я., Кравчик З., Могилевский М.М. и др., 1998*).

Помимо регистрации радиоизлучения на спутнике «ИНТЕРБОЛ-2» было проведено интенсивное изучение низкочастотных волн в магнитосфере (*Лефевр Ф., Парро М., Могилевский М.М. и др. 1998; Могилевский М.М., Голявин А.М., Александрова Т.В. и др., 1998*).

Весьма любопытным (и практически важным) был осуществленный в октябре-ноябре 1996



**рисунок 11.** Схематическое изображение появления радиоизлучения АКР в полярной шапке магнитосферы

### траектория спутника ИНТЕРБОЛ-2



**рисунок 12.** Схема активного эксперимента по воздействию на магнитосферу мощного коротковолнового излучения с Земли

года на спутнике «ИНТЕРБОЛ-2» эксперимент с нагревным стендом (мощным коротковолновым передатчиком) в Тромсе (Норвегия) в рамках программы «EISCAT». На рисунке 12 приведена схема эксперимента, когда спутник «ИНТЕРБОЛ-2» пролетал над работающим стендом. Частота модуляции радиоизлучения в этом эксперименте равнялась 1.7 кГц. Из четырех пролетов наиболее благоприятные условия для наблюдения были 27 октября, когда орбита спутника «ИНТЕРБОЛ-2» проходила на несколько градусов южнее области нагрева. Максимальное сближение спутника с силовой трубкой, опирающейся на E-область ионосферы над нагревным стендом Тромсе, было на высоте 9000 км.

Во время эксперимента было обнаружено сильное влияние модулированного КВ-излучения на процессы в магнитосферной плазме: высыпание заряженных частиц, возникновение продольных токов, генерация электростатической турбулентности и стимуляция широкополосного электромагнитного излучения. Эти результаты чрезвычайно важны, ибо они дают основание для дальнейших исследований возможности управления процессами в магнитосфере Земли (например, стимуляцией или, наоборот, подавлением магнитосферных суббурь или полярных сияний).

## 5. Тепловая плазма в магнитосфере

Помимо рассмотренных выше областей очень горячей плазмы, таких, как плазменный слой хвоста, в магнитосфере существенную роль играет и низкоэнергичная («холодная») плазма в верхней ионосфере и плазмосфере. Через эти области осуществляется двусторонняя связь между магнитосферой, ионосферой и верхней атмосферой, и их динамика может существенным образом сказываться как на погоде и климате на Земле, так и на работе многих технических систем (радиосвязь, радиолокация, орбиты низколетящих космических аппаратов и т.д.). Поэтому в проекте «ИНТЕРБОЛ» этим исследованиям было уделено значительное внимание. В частности, были проведены интенсивные исследования тепловой плазмы (плазмосферы и плазмопаузы) как в спокойные периоды, так и во время магнитных возмущений. В исследованиях по проекту «ИНТЕРБОЛ» были впервые получены экспериментальные данные о вариациях концентрации ионов  $H^+$  в глубине плазмосферы до и во время развития нескольких геомагнитных суббурь. Однако размеры статьи не позволяют нам детально остановиться на результатах этих исследований.

## 6. Магнитные бури и суббури

В хвосте магнитосферы, простирающемся на сотни тысяч километров, запасается магнитная энергия, которая время от времени взрывным образом высвобождается в форме нагрева плазмы, ускорения заряженных частиц вплоть до очень высоких энергий, в форме мощных электрических токов, замыкающихся через полярную ионосферу. Такие вспышки электрических токов проявляются в форме полярных сияний и резких изменений магнитного поля, называемых магнитными бурями, если они охватывают всю Землю, или суббурями, если они имеют локальный характер.

Таким образом, магнитосферные суббури являются основным механизмом диссипации энергии, аккумулированной в магнитном хвосте. Исследования по проекту «ИНТЕРБОЛ» позволили получить новые и приоритетные результаты и существенно углубить понимание этих явлений.

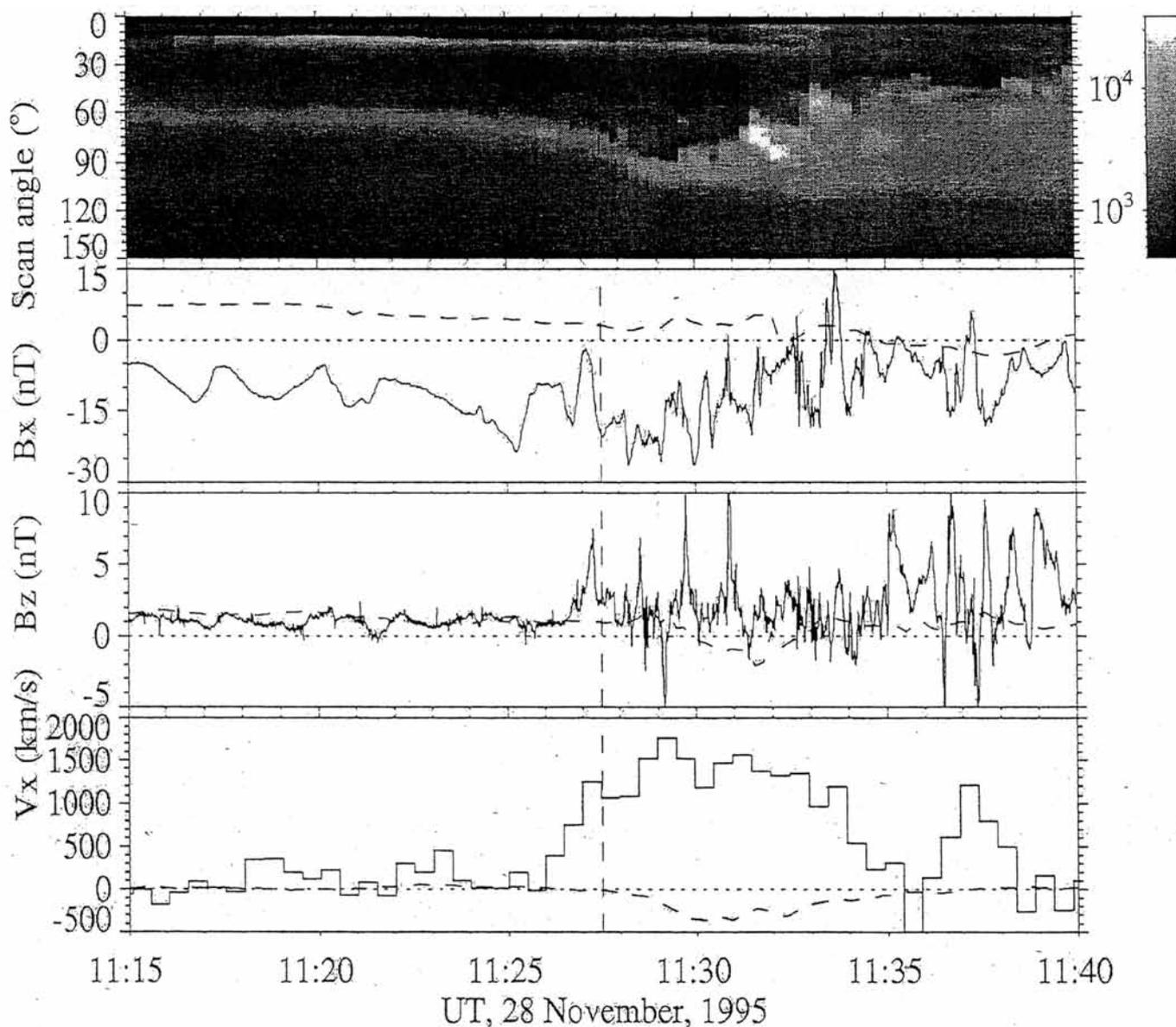
В частности, проведено четкое выявление временной последовательности вариаций магнитного поля и потоков плазмы в хвосте магнитосферы и на поверхности Земли, приводящих к развитию магнитосферной суббури.

В ходе исследований хвоста магнитосферы во время магнитных суббурь, выполненных по результатам измерений КА «ИНТЕРБОЛ-1» совместно с данными других космических аппаратов (сотрудничество в рамках соглашений IACG), впервые были выявлены некоторые важные аспекты глобальной динамики магнитосферы.

В результате измерений, выполненных 28 ноября 1995 года во время специального интервала IACG совместно несколькими КА (в первую очередь на спутнике «ИНТЕРБОЛ-1») и рядом наземных геомагнитных станций, удалось провести анализ развития малой суббури в нескольких частях магнитосферы одновременно.

При сопоставлении временных характеристик разнонаправленных потоков плазмы в хвосте магнитосферы были восстановлены временная последовательность и пространственное расположение явлений, вызывающих внезапное начало суббури. Было показано, что первоисточником изменений является локализованный всплеск пересоединения магнитных силовых линий, происходящий в хвосте на удалении около 15 радиусов Земли.

Сравнение восстановленной временной последовательности событий в хвосте магнитосферы с развитием суббури, зарегистрированным наземными станциями в ионосфере, позволило впервые с достаточной точностью выявить за-



**рисунок 13.** Вертикальная линия показывает время начала суббури, зафиксированное на Земле с помощью сканирующего фотометра (верхняя панель). Противоположно направленные потоки плазмы в хвосте магнитосферы, свидетельствующие о всплеске пересоединения, зарегистрированы на 1-2 минуты ранее (нижняя панель)

держку наземных проявлений внезапного начала относительно событий в хвосте, равную примерно 1-2 минутам (рисунок 13). Наличие такой задержки однозначно свидетельствует о ведущей роли хвоста магнитосферы при внезапном начале суббури и о подчиненной, вторичной роли явлений в ионосфере Земли.

В целом, на начальной фазе суббури (фазе накопления) полное давление в хвосте возрастает, а во время взрывной фазы давление понижается. Во время, близкое к внезапному началу суббури, формируется локализованная область избыточного давления горячей плазмы плазменного слоя – так называемый протоплазмод. На за-

ключительной фазе суббури наблюдается низкоширотная депрессия магнитного давления в плазменном слое, связанная с образованием квазидипольной конфигурации магнитного поля, компенсирующей недостаток давления плазмы.

На основе анализа статистики измерений в хвосте магнитосферы, проведенных на спутнике «ИНТЕРБОЛ-1» во время более чем 100 суббурь в диапазоне амплитуд от суббурь на сжатом овале до экстремальных суббурь, происходящих во время магнитных бурь, было выявлено сходство основных признаков и фаз суббурь всех амплитуд, что позволяет использовать единый сценарий развития суббури.

## 7. Использование измерений солнечного ветра для анализа и прогноза геомагнитной активности

В ходе научных исследований по проекту «ИНТЕРБОЛ» были выполнены и несколько работ, имеющих прикладной характер (кроме чисто научного); в частности была разработана и опробована методика прогноза космической погоды на основе измерений параметров солнечного ветра и межпланетного магнитного поля.

В широких научных и технических кругах возрастает практический интерес к изучению солнечной и геомагнитной активности, а также их взаимосвязи. Это объясняется, во-первых, ростом количества технических систем, подвергающихся геофизическому воздействию (искусственные спутники Земли, системы связи, энергосистемы и трубопроводы в полярных областях), и, во-вторых, появлением исследований, показывающих корреляцию между состоянием здоровья человека и геомагнитными вариациями.

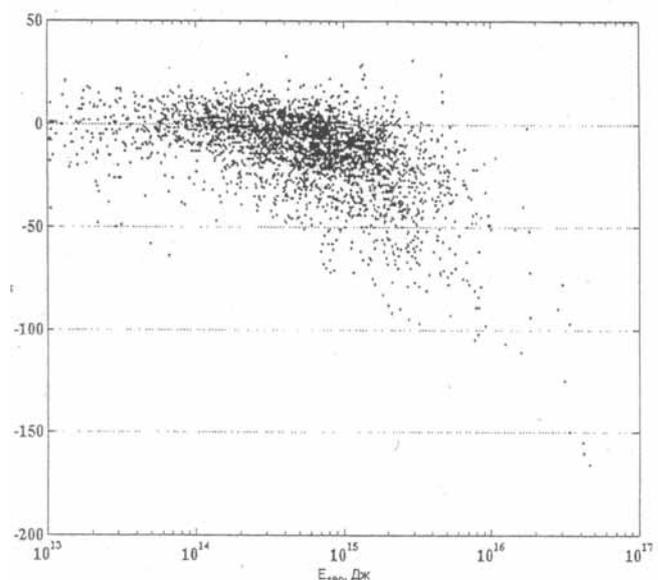
В проведенной работе по данным спутников «ИНТЕРБОЛ» были рассмотрены некоторые проблемы количественного описания влияния солнечного ветра на геомагнитную активность. Уровень геомагнитной активности определяется в основном характеристиками СВ и межпланетного магнитного поля (ММП). Разумно использовать единый параметр, представляющий собой комбинацию наиболее важных в геофизическом плане параметров солнечного ветра и могущий служить предвестником появления геомагнитных возмущений.

При этом необходимо учитывать два фактора влияния межпланетной среды на магнитосферу:

1. передача магнитной энергии;
2. процесс вязкого взаимодействия.

По современным представлениям, второй фактор лишь модифицирует эффективность процесса передачи энергии, величина которой в основном определяется первым фактором. Поэтому целесообразно в качестве первого приближения выбрать параметр, учитывающий только воздействие основного механизма передачи магнитной энергии. Среди других требований к выбору параметра учитывается возможность его использования для описания геомагнитных возмущений всего спектра интенсивности событий от слабых суббурь до магнитных бурь.

Совокупности этих требований наиболее полно, на наш взгляд, удовлетворяет E-параметр, рассматриваемый как вектор Пойнтинга электромагнитной энергии, проникающей в магнитосферу. Мгновенные значения параметра имеют смысл мощности, а их интеграл по времени E-смысл



**рисунок 14.** Сравнение величин параметра  $E_{180}$  с одновременными значениями «буревое» индекса  $D_{St}$

полной энергии, попавшей в магнитосферу.

Удобно определить несколько видов параметра  $E$ , различающихся по времени интегрирования. Параметр  $E_{90}$  (суммирование в течение 90 минут) полезно использовать для анализа магнитных суббурь. Параметр  $E_{180}$  (суммирование за 180 минут) может служить для выработки признака начала магнитной бури. Полезной величиной для определения полной энергетики магнитной бури, которая обычно длится значительно более трех часов, является также энергия, суммированная по всему событию ( $E_{ac}$ ). Событие в этом случае определяется как предшествующий интервал, в течение которого величина  $E$  (мощности) была больше, чем некоторая пороговая величина, например,  $10^{10}$  Вт.

Использование параметра  $E$  для исследований магнитосферы опирается на предположение о прямой зависимости геомагнитной активности от характеристик солнечного ветра. Для иллюстрации этой зависимости в конкретной реализации метода, описываемого здесь, были использованы измерения солнечного ветра на КА «ИНТЕРБОЛ-1», проведенные в течение 1996-1998 гг.

На рисунке 14 показано сравнение величин параметра  $E_{180}$  (могущего служить признаком магнитной бури) с одновременными значениями «буревое» индекса  $D_{St}$ . Видно появление зависимости  $D_{St}$  от  $E_{180}$  при энергиях выше  $10^{15}$  Дж. При этом все точки со значениями  $D_{St} < -100$  нТл (интенсивная магнитная буря) соответствуют значениям  $E_{180}$  большим, чем  $10^{16}$  Дж.

Использование интеграла E-параметра (энергии солнечного ветра, проникшей в магнитосферу Земли) как меры геофизической эффективности СВ облегчает количественное исследование солнечно-земных связей, позволяя решить ряд задач методического, прикладного, прогностического и фундаментального характера. Показано, что вероятная недостоверность измерений солнечного ветра на удаленном от Земли космическом аппарате растет с уменьшением силы магнитосферного возмущения.

На основе использования E-параметра был разработан и внедрен практический алгоритм краткосрочного прогноза геомагнитной активности, данные которого свободно доступны через интернет на сервере ИКИ РАН.

## **заключение**

Основным научно-техническим результатом работы является длительное и весьма успешное активное функционирование системы спутников проекта «ИНТЕРБОЛ» в течение:

- более пяти лет – спутника «ИНТЕРБОЛ-1»,
- более трех лет – субспутника «МАГИОН-4»,
- около двух с половиной лет – спутника «ИНТЕРБОЛ-2»,
- более трех лет – субспутника «МАГИОН-5».

Эксперименты, проведенные с помощью приборов на спутниках проекта «ИНТЕРБОЛ», позволили получить огромный объем высококачественной научной информации. Этот объем заметно превышает весь суммарный объем данных по солнечно-земной физике, собранный до проекта «ИНТЕРБОЛ» в исследованиях, проведенных в СССР и в России в течение примерно тридцати лет.

В ходе полета спутники проекта «ИНТЕРБОЛ» весьма успешно участвовали в нескольких десятках специальных, координированных с другими космическими аппаратами, наблюдений в ходе международных кампаний, проведенных под эгидой Межагентской Консультативной Группы (NASA, ESA, ISAS и РКА).

Таким образом, можно заключить, что:

- Проект «ИНТЕРБОЛ», аккумулировавший в себе большое число новых и важных технических решений, оказался весьма успешным как в части технических, так и в отношении научных достижений.
- В проекте «ИНТЕРБОЛ», выполненном совместными усилиями многих российских и зарубежных коллективов, большого числа российских и зарубежных специалистов, было получено много новых, важных и общепризнанных научных результатов по весьма широкому спектру проблем физики космического пространства.

## **список литературы**

*Галеев А.А., Гальперин Ю.И., Зеленый Л.М.* Проект «Интербол» по исследованиям в области солнечно-земной физики // Космические исследования, 1996. Т. 34, № 4. С. 339-362.

*Кремнев Р.С., Смирнов А.И., Горкин С.С.* Краткое описание космического аппарата ПРОГНОЗ-М2 в проекте «ИНТЕРБОЛ» // Космические исследования, 1996. Т. 34, № 4. С. 363-370.

*Николаева Н.С., Застенкер Г.Н., Ноздрачев М.Н. и др.* Анализ положений и движений магнитопаузы во время прихода к Земле магнитного облака 10 и 11 января 1997 г. // Космические исследования, 1998. Т. 36, № 6. С. 564-575.

*Николаева Н.С., Застенкер Г.Н., Шафранкова Я. и др.* Об источниках и амплитуде движения магнитопаузы // Космические исследования, 1998. Т. 36, № 6. С. 575-589.

*Писаренко Н.Ф., Морозова Е.И., Луценко В.Н. и др.* Структура околосолнечного кольцевого тока в период солнечного минимума // Космические исследования, 1998. Т. 36, № 6. С. 589-599.

*Лефевр Ф., Парро М., Могилевский М.М. и др.* Многокомпонентные измерения волновых процессов на борту спутника Авроральный зонд проекта ИНТЕРБОЛ: эксперимент MEMO // Космические исследования, 1998. Т. 36, № 6. С. 600-616.

*Ханаи Я., Кравчик З., Могилевский М.М. и др.* Наблюдение аврорального километрового излучения на спутнике ИНТЕРБОЛ-2: эксперимент ПОЛЬРАД // Космические исследования, 1998. Т. 36, № 6. С. 617-629.

*Могилевский М.М., Голявин А.М., Александрова Т.В. и др.* Измерения низкочастотных электромагнитных полей на спутнике «Авроральный зонд» проекта ИНТЕРБОЛ: эксперимент НВК-ОНЧ // Космические исследования, 1998. Т. 36, № 6. С. 639-635.

*Застенкер Г.Н., Далин П.А., Лазарус А. Дж., Пауларена К.И.* Сопоставление параметров солнечного ветра, измеренных одновременно на нескольких космических аппаратах // Космические исследования, 1998. Т. 36, № 3. С. 228-241.

*Эйгес П.Е., Застенкер Г.Н., Ноздрачев М.Н. и др.* Быстрые флуктуации потока ионов солнечного ветра и поля в форшоке. 1. Корреляция параметров // Космические исследования, 1998. Т. 36, № 3. С. 251-260.

*Бородкова Н.Л., Сайбек Д.Г., Застенкер Г.Н. и др.* Быстрая деформация дневной магнитопаузы // Космические исследования, 1998. Т. 36, № 3. С. 261-267.

*Ермолаев Ю.И.* Наблюдения плазменного слоя в проекте ИНТЕРБОЛ // Космические исследования, 1998. Т. 36, № 3. С. 273-281.

*Тактакишвили А.Л., Зеленый Л.М., Луценко В.Н., Кудела К.* О спектрах энергичных частиц в хвосте магнитосферы Земли // Космические исследования, 1998. Т. 36, № 3. С. 282-291.

*Статья поступила в редакцию 23.06.2012 г.*

## ТАК БЫЛО, ТАК БУДЕТ

**Е.В. Ларионов\***,  
larionov@iki.rssi.ru;

**Б.С. Новиков\***,  
nbs@iki.rssi.ru;

**А.В. Захаров,**  
доктор физико-математических наук\*,  
zakharov@iki.rssi.ru

*Статья посвящена совместным работам по созданию и развитию беспилотной космической техники коллективами НПО им. С.А. Лавочкина и Института космических исследований РАН на примере проекта «Vega-1,-2».*

*Ключевые слова: «Vega»;  
Венера; комета Галлея;  
автоматическая стабилизационная платформа;  
НПО им. С.А. Лавочкина;  
ИКИ РАН.*

С того момента, когда вся тематика по беспилотной технике в космическом пространстве была передана из КБ, которым руководил С.П. Королёв, в КБ им. С.А. Лавочкина, которым в то время руководил Г.Н. Бабакин, началось летоисчисление совместной работы двух коллективов – нынешнего НПО им. С.А. Лавочкина и Института космических исследований Академии наук.

Первая поставка комплексов научной аппаратуры на два аппарата НПО им. С.А. Лавочкина была осуществлена в 1968 году, ровно за год до запуска в 1969 году двух космических аппаратов для исследования планеты Марс (рисунок 1). Тогда все закончилось трагично, поскольку эти аппараты погибли при взрыве ракетоносителей.

В те далёкие времена технологии таких запусков ещё только отрабатывались, да и коллективы наших предприятий, что называется «притирались» друг к другу. Учёные и инженеры ИКИ терпеливо выполняли все требования, которые предъявлялись к научной аппаратуре со стороны НПОЛ. А требования были немалые. Надо было уложиться в отведенный вес прибора, отпущенное ему малое энергопотребление, предъявляемую прочность, работать в жестких температурных условиях; что было самым неприятным –

\* Учреждение Российской Академии наук. Институт космических исследований (ИКИ РАН), Россия, г. Москва.

## THIS IS AS IT USED TO BE, AS IT WILL BE

**E.V. Larionov\*\***,  
larionov@iki.rssi.ru;

**B.S. Novikov\*\***,  
nbs@iki.rssi.ru;

**A.V. Zakharov\*\***,  
Doctor of Physical and Mathematical Sciences\*\*,  
zakharov@iki.rssi.ru

*The article deals with joint activities on development and improvement of unmanned space technologies by teams of Federal Enterprise «Lavochkin Association» and Space Research Institute of the Russian Academy of Sciences by example of projects «Vega-1,-2».*

*Keywords: «Vega»;  
Venus; Halley's Comet;  
automatic stabilization platform; Federal Enterprise «Lavochkin Association»;  
Space Research Institute of the Russian Academy of Sciences (IKI RAN).*



**рисунок 1.** КА «Марс-3» в сборочном цехе НПО им. С.А. Лавочкина

это работа прибора в условиях открытого космоса. Специалисты НПОЛ с большим внимани-

\*\* Space Research Institute of the Russian Academy of Sciences (IKI RAN), Russia, Moscow.

ем относились к требованиям, предъявляемым создателями научной аппаратуры к аппарату, в числе которых было размещение приборов относительно строительных осей аппарата, углов зрения, затенения, теплоизоляции прибора. Но главное – специалистами НПОЛ всегда выполнялись требования, связанные с управлением научных приборов (а тогда был большой дефицит команд управления).

Коллективы учили друг друга и одновременно учились друг у друга. Тогда мало кто знал, что этим коллективам предстоит работать вместе многие десятки лет и с успехом реализовывать фантастические проекты, связанные с изучением спутников Земли и Марса (Луна, Фобос), а также планет Венера, Марс, кометы Галлея, не говоря уже о проектах по изучению околоземного пространства аппаратами «Интербол», «Прогноз», и астрофизическом проекте «Гранат».

Реализация всех этих проектов внесла неоценимый вклад в фундаментальные исследования отечественной и мировой науки. Были успехи и неудачи, бессонные ночи и разочарования, но никогда не было у этих двух коллективов отступлений от выполнения намеченного.

Одной из ярких страниц в освоении косми-



**рисунок 2.** КА «Вега-1» в полете

ческого пространства является работа НПОЛ и ИКИ РАН над проектом «Вега» (рисунок 2). Проект предусматривал исследование в рамках одной экспедиции двух небесных тел – Венеры и кометы Галлея. Сюда входило десантирование на поверхность Венеры спускаемого аппарата, доставка плавающего в атмосфере Венеры зонда для получения информации о глобальных циркуляциях атмосферы планеты и исследования ядра кометы Галлея (рисунок 3).

Если для первых двух задач решения просматривались, то изучение ядра кометы с технической точки зрения было делом новым и достаточно сложным. Приходилось, что называется, решать уравнение со многими неизвестными. Во-первых надо было вначале представить себе первую следящую систему, работающую автономно в дальнем космосе, а затем уж заниматься ее разработкой, снабдить систему техническим зрением и интеллектуальным управлением её движений; продумать защиту самой системы и научной аппаратуры, установленной на ней, от механического воздействия частиц кометной пыли, которая находится в хвосте кометы. Необходимо было понять, как закрепить такую систему весом порядка 200 кг на борту космического аппарата, а затем, путём раскрытия, перевести её из транспортного в рабочее положение уже там, в дальнем космосе, и при этом свести к минимуму возмущения, влияющие на КА при её движениях. Кроме того, надо было выполнить уникальные баллистические расчёты для миссии подобного рода – ведь космический аппарат должен был сбросить спускаемый аппарат на поверхность Венеры (рисунок 4), а затем осуществить маневр для ухода на пролётную траекторию для встречи с кометой Галлея.

Миссию выполняли два космических аппарата: «Вега-1» стартовала 15 декабря 1984 года и «Вега-2» со стартом 21 декабря того же года.

На НПО им. С.А. Лавочкина было возложено создание двух космических аппаратов, спускаемого аппарата, аэростата, плавающего в атмосфере Венеры.

На ИКИ РАН возлагалось создание научной аппаратуры для исследования атмосферы Венеры, которая устанавливалась на гондолу плавающего в атмосфере Венеры зонда; научной аппаратуры для установки на спускаемом аппарате и научной аппаратуры, которая предназначалась для установки на автоматической стабилизированной платформе (АСП-Г), и, наконец, создание самой АСП-Г – самого сложного элемента в этой миссии (рисунок 5).

Понимая это, руководство проектом в лице директора ИКИ РАН академика Р.З. Сагдеева и

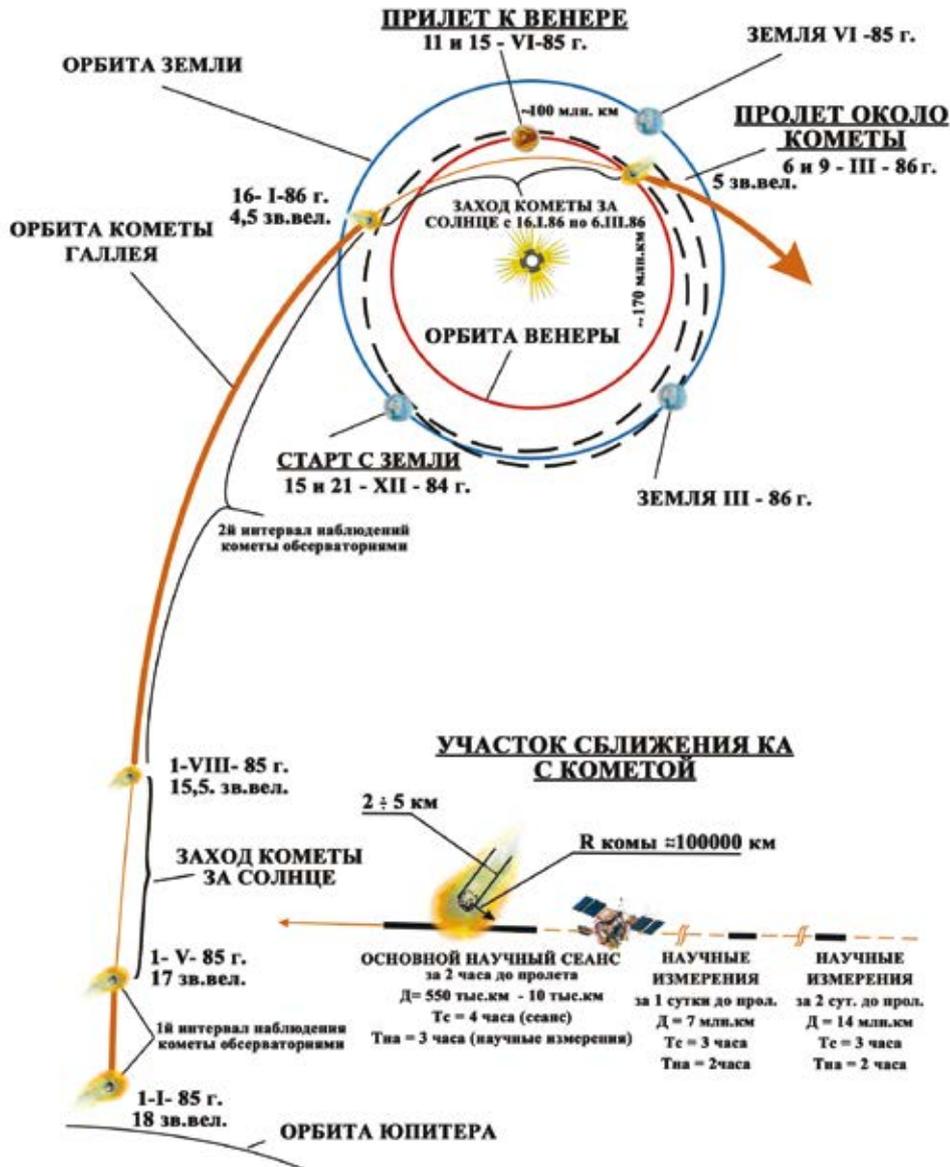


рисунок 3. Схема полета КА «Вега-1»

главного конструктора НПО им. С.А. Лавочкина В.М. Ковтуненко решил создавать два варианта платформ. Создание одного из них было поручено одному из предприятий бывшего в то время Министерства общего машиностроения, это предприятие возглавлял дважды герой социалистического труда В.И. Кузнецов. Другой вариант платформы разрабатывался специалистами ИКИ РАН и ВПЗ г. Беховице (Чехословакия).

В результате сразу же образовалась здоровая конкурентная среда, внутри которой рождалась уникальная кибернетическая следящая система для работы в дальнем космосе.

По техническому заданию она должна была иметь элементы, осуществляющие её переход из транспортного положения в рабочее, иметь многогоразовые арретиры; осуществлять захват оптическими средствами появившейся в поле зрения

кометы Галлея и выполнять наведение комплекса научной аппаратуры, установленной на ней, на комету до момента встречи с ней и далее на всех этапах работ в период пролёта.

С первых же шагов проработки стало ясно, что вес платформы будет ключевым фактором при реализации её работы на космическом аппарате. Предприятие Минобщемаша намного проигрывало по этому параметру конкуренту и по результатам отработки технологического образца двух платформ отказалось от дальнейших работ. Таким образом, остался «чешский» вариант платформы, а его исполнителями стали специалисты ИКИ РАН и Чехословакии.

Но Вячеслав Михайлович Ковтуненко понимал, что этому интернациональному коллективу требовалась помощь в виде теоретической концепции, связанной с динамикой работы пары

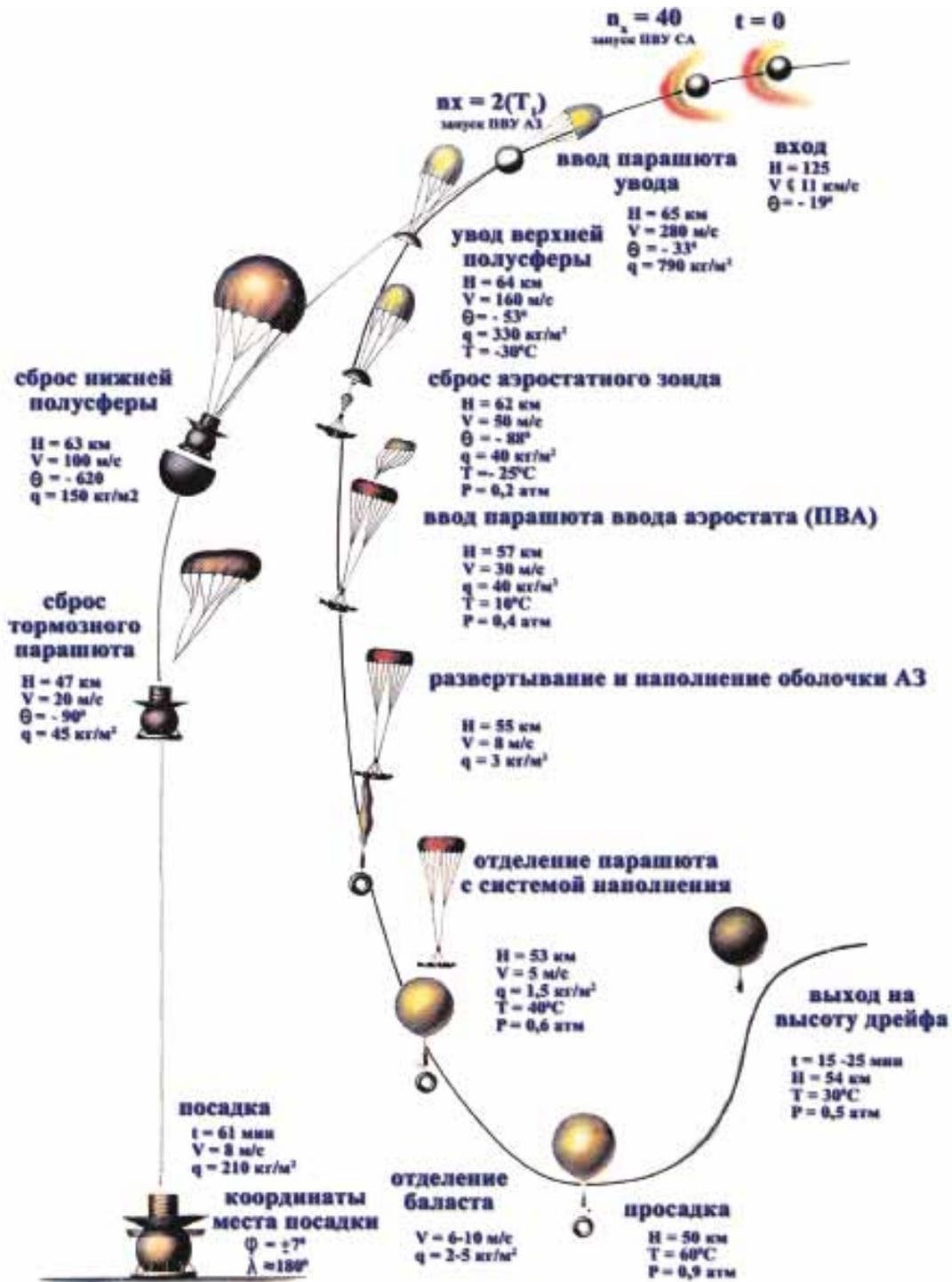
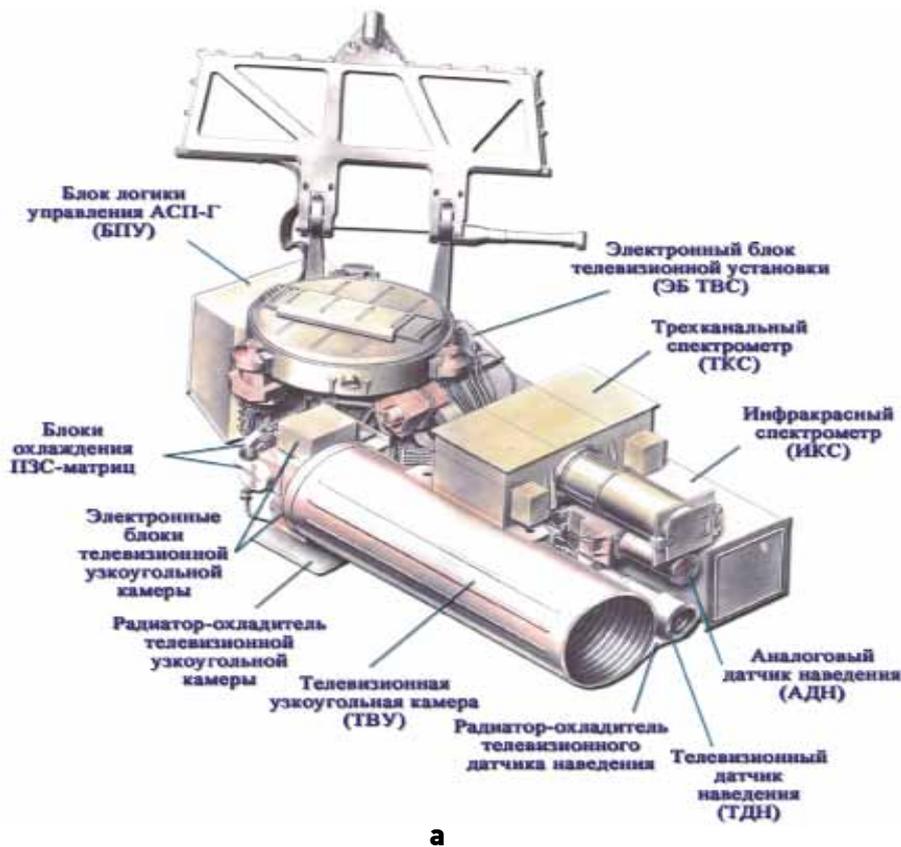


рисунок 4. Схема посадки СА на Венеру

«аппарат и подвижная система» на его борту, а также нужны были различного рода технологии, которыми обладало возглавляемое им предприятие. К работе подключилась группа специалистов по системам управления динамикой КА, которую возглавили А.С. Демёхин и В.Н. Нагорных. В Чехословакию для выполнения работ была направлена группа конструкторов по созданию документации на кабельную сеть АСП-Г, которой руководил Е.В. Сходнев. К работам

постоянно подключались специалисты НПО им. С.А. Лавочкина: А. Пилат, Ю.И. Малинкин, А.К. Дёмин, Н.Н. Дудин, В.М. Ярош и многие другие. Работы по платформе со стороны НПО им. С.А. Лавочкина курировал Герой Социалистического Труда В.А. Серебренников. Кстати, этой высокой награды он был удостоен за проект «Вега».

Впереди наши коллективы будут ждать ещё многие работы, связанные с реализацией проек-



а

б

а – общий вид;

б – АСП-Г на испытаниях.

**рисунок 5.** Автоматическая стабилизированная платформа

та. Наземные испытания в НПО им. С.А. Лавочкина, подготовка к запуску на космодроме. Будут не только успехи, но и неудачи.

Многолетний совместный труд коллективов НПО им. С.А. Лавочкина и ИКИ РАН, которые отработали этот сложный проект «Вега», что называется на одном дыхании, увенчался полным успехом. После выполнения всех задач по планете Венера аппараты «Вега-1» и «Вега-2» вышли на пролётную траекторию встречи с кометой Галлея.

6 марта 1986 года все системы платформы, которая была установлена на КА «Вега-1», отработали штатно, и весь мир увидел изображение ядра кометы Галлея (рисунок 6). То же самое повторилось 9 марта 1986 года. Платформа КА «Вега-2» также навела установленную на ней научную аппаратуру на ядро кометы Галлея. Эта комета при своём движении в Солнечной системе появляется в окрестности Земли один раз в семьдесят шесть лет. Все научные и технические задачи были выполнены.

Сегодня коллективы предприятий работают над новыми проектами, связанных с освоением Луны, а также околоземного пространства с помощью малых аппаратов проектов «Резонанс»



**рисунок 6.** Ядро кометы Галлея

и МКА-ФКИ.

Успехов Вам, дорогие юбиляры из НПО им. С.А. Лавочкина!

*Статья поступила в редакцию 14.06.2012 г.*

## ИССЛЕДОВАНИЕ СОСТАВА ПОРОД ЛУНЫ И ПЛАНЕТ НА КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТАХ ТИПА «ЛУНА», «МАРС», «ВЕНЕРА»

*Л.П. Москалева,*

*кандидат физико-математических наук,  
Институт геохимии и аналитической химии  
им. В.И. Вернадского РАН (ГЕОХИ РАН),  
Россия, г. Москва,  
moskaleva@geokhi.ru*

*Приведены основные результаты работ по изучению состава пород Луны, Марса, Венеры на отечественных космических аппаратах. Работы выполнялись с помощью разработанной и созданной в ГЕОХИ РАН научной аппаратуры. Приведено также описание научной аппаратуры, созданной для изучения спутника Марса – Фобоса в рамках проекта «Фобос-Грунт».*

*Ключевые слова: космический аппарат;  
прибор;  
порода;  
химический состав.*

Институт геохимии и аналитической химии им. В.И. Вернадского РАН (ГЕОХИ) сотрудничает с НПО им. С.А. Лавочкина уже около полувека. По инициативе академика А.П. Виноградова в ГЕОХИ в начале шестидесятых годов была основана лаборатория геохимии планет с целью разработки методов и создания научной аппаратуры для исследования состава и свойств вещества Луны и планет. В течение многих лет руководство лабораторией осуществлял профессор Ю.А. Сурков.

Практически на всех космических аппаратах, предназначенных для изучения Луны, Венеры, Марса и спутника Марса – Фобоса была установлена созданная в ГЕОХИ РАН научная аппаратура.

Всего было разработано и изготовлено более 30 типов различной научной аппаратуры: гамма-спектрометры, рентгено-флюоресцентные спектрометры, масс-спектрометры, плотномеры, газоанализаторы, детекторы космической пыли, сейсмометры (совместно с ИФЗ РАН), термодетекторы (совместно с ИПМ РАН).

В ГЕОХИ выполняется полный цикл работ, начиная от выбора методики эксперимента и инженерно-конструкторских решений, вплоть до поставки летных образцов приборов на космический аппарат, приема, анализа, обработки и

## STUDIES OF THE MOON ROCKS COMPOSITION AND PLANETARY RESEARCH BY SPACECRAFT OF «LUNA», «MARS», «VENERA» FAMILIES

*L.P. Moskaleva,*

*Candidate of Physical and Mathematical Sciences,  
Vernadsky Institute of Geochemistry and Analytical  
Chemistry of Russian Academy of Sciences  
(GEOKHI RAN), Russia, Moscow,  
moskaleva@geokhi.ru*

*The article covers main output of studies of Lunar, Martian and Venusian rocks' composition performed by domestic spacecraft.*

*The studies were carried out by means of inhouse scientific equipment, developed at GEOKHI RAN. Description of scientific hardware is provided, which was designed for studies of Martian satellite Phobos in frame of «Phobos-Grunt» mission.*

*Key words: spacecraft;  
device;  
rock;  
chemical composition.*

интерпретации научной информации.

В процессе создания научных приборов разрабатывается и выпускается комплект конструкторской, рабочей и технической документации, проводится полный комплекс наземной отработки.

К числу наиболее значимых, принципиально новых работ, выполненных в содружестве с НПО им. С.А. Лавочкина, можно отнести работы в следующих проектах.

**КА «Луна-10, -12» (1966).** С помощью первого в истории космических исследований гамма-спектрометра *впервые* определено содержание естественных радионуклидов в лунном грунте и установлен тип лунных пород (*Vinogradov A.P. et al., 1967*).

**КА «Венера-4, -5, -6» (1967-1969), КА «Венера-8, -9, -10» (1972-1975).** С помощью масс-спектрометров и газоанализаторов проведены исследования атмосферы Венеры. Определен состав атмосферы Венеры, что позволило сделать вывод о том, что Венера и Земля имеют атмосферу одинаковой природы и лишь различное расстояние от Солнца обусловило полное различие их современного облика.

С помощью сцинтилляционного гамма-спектрометра *впервые* определено содержание естественных радиоактивных элементов калия, тория, урана в различных регионах поверхности

Венеры. Установлено, что в изученных районах находятся породы, близкие по содержанию в них естественных радиоактивных элементов к земным породам типа океанических толеитовых базальтов.

**КА «Венера-12, -14» (1978-1981).** С помощью рентгено-флюоресцентного спектрометра, установленного на КА «Венера-12», впервые экспериментально определен состав аэрозольной компоненты облачного слоя Венеры. Установлено, что основными компонентами аэрозоля облачного слоя Венеры на высотах 63-46 км являются серосодержащие и хлорсодержащие соединения. Полученные данные согласуются с общими геохимическими представлениями об атмосфере Венеры, предполагающими важную роль этих элементов в ее эволюции и современном строении.

**КА «Венера-13, -14» (1981) и КА «Вега-2» (1984).** На КА «Венера-13, -14», а затем на КА «Вега-2» были выполнены уникальные эксперименты по определению химического состава пород Венеры. Эксперименты проводились в экстремальных условиях на поверхности планеты при температуре  $\approx 500$  °С и давлении  $\approx 100$  атмосфер. В посадочном аппарате размещалось буровое устройство, с помощью которого отбирался образец грунта и затем поступал в аналитическую ячейку, где был установлен рентгено-флюоресцентный спектрометр для определения химического состава образца.

Таким способом был впервые определен химический состав пород в трех регионах Венеры (Сурков Ю.А. и др., 1983). Анализ полученных данных позволил сделать следующие выводы о типах пород в районах посадки спускаемых аппаратов:

**КА «Венера-13».** Место посадки – холмистая возвышенность ( $\varphi = -7^{\circ}30'$ ,  $\lambda = 303^{\circ}11'$ ). Коренные породы представлены калиевым (лейцитовым), высокомагнезиальным щелочным базальтом.

**КА «Венера-14».** Место посадки – низменность ( $\varphi = 13^{\circ}15'$ ,  $\lambda = 310^{\circ}9'$ ). Породы соответствуют широко распространенным на Земле океаническим толеитовым базальтам мезо-кайнозойского возраста, но более основного состава.

**КА «Вега-2».** Место посадки – северо-восточная часть Земли Афродиты ( $\varphi = -7,2^{\circ}$ ,  $\lambda = 179,4^{\circ}$ ). Породы соответствуют земным габброидам нормальной щелочности (оливиновый габбро-норит).

**КА «Марс-5» (1973).** С помощью орбитального гамма-спектрометра впервые были получены усредненные данные о химическом составе пород Марса (Сурков Ю.А. и др., 1980). Были определены концентрации кислорода, кремния, железа, калия, тория, урана в обширной эквато-

риальной области Марса в диапазоне широт от  $-25^{\circ}$  до  $+10^{\circ}$ . По уровню содержания в породах естественных радиоактивных элементов марсианские породы близки к изверженным породам Земли основного состава.

Исследования химического состава пород Марса методом орбитальной гамма-спектрометрии были продолжены в 1988 г. на КА «Фобос-2» (Сурков Ю.А. и др., 1994). Определен элементный состав пород в различных геоморфологических провинциях приэкваториальной части поверхности Марса. Впервые было определено содержание основных пороодообразующих элементов (кислорода, магния, алюминия, кремния, калия, кальция, титана, железа, тория, урана) в четырех экваториальных районах Марса в интервале по долготе от  $0^{\circ}$  до  $175^{\circ}$  и от  $340^{\circ}$  до  $360^{\circ}$  западной долготы.

Анализ полученных данных позволил сделать основные выводы о характере марсианских пород: в исследованных районах Марса поверхностные породы принадлежат преимущественно к типу пород основного состава, а обогащение поверхностного вещества торием и ураном в древнейших районах обусловлено эндогенными и экзогенными факторами.

**КА «Луна-16, -20, -24».** В период с 1970 по 1976 гг. в ГЕОХИ проводились работы по приему и исследованию образцов лунного грунта, доставленного на Землю.

С этой целью была создана специальная приемная лаборатория, оснащенная уникальным оборудованием для приема и первичного исследования образцов лунного грунта, а именно специальные установки для работы в среде инертного газа, в условиях сверхвысокого вакуума, в условиях низкого радиационного фона.

Изучение распределения космогенных радионуклидов Na-22 и Al-26 вдоль колонки лунного грунта КА «Луна-24» проводились в нейтринной обсерватории в Приэльбрусье Института ядерной физики АН. Полученные данные позволили оценить радиационный возраст лунных образцов, доставленных из Моря Кризисов.

### проекты «МАРС-96» и «ФОБОС-ГРУНТ»

ГЕОХИ РАН принимал непосредственное участие в проектах «Марс-96» и «Фобос-Грунт», полностью подготовленных, но не реализованных по независимым (объективным) обстоятельствам.

В рамках проекта «Марс-96», совместно с НПО им С.А. Лавочкина, было разработано и изготовлено принципиально новое уникальные космическое средство: внедряемый зонд-пенетратор.

В состав пенетраторов, разработанных в рам-

ках проекта «Марс-96», входил комплекс научных приборов для изучения химического состава пород, радиоактивности, сейсмоактивности, магнитных свойств, теплофизических параметров, климатических условий на поверхности и получения телевизионного изображения.

В разработке и изготовлении комплекса научных приборов и служебных систем принимали участие промышленные предприятия и научные организации.

В рамках проекта «Фобос-Грунт» в Институте был разработан и создан комплекс научной аппаратуры для аттестации места посадки КА «Фобос-Грунт» на поверхности Фобоса (*Galimov E.M. et. al., 2010*).

**Гамма-спектрометр** ФОГС предназначен для изучения содержания основных породообразующих элементов: водорода, углерода, кислорода, магния, алюминия, кремния, калия, кальция, титана, марганца, железа, тория и урана и естественных радиоактивных элементов: калия, тория, урана в слое породы толщиной до 2 м (рисунок 1).



**рисунок 1.** Гамма-спектрометр ФОГС

Методика эксперимента основана на регистрации гамма-излучения естественных радионуклидов калия, тория, урана и гамма-излучения, обусловленного ядерными взаимодействиями космических лучей с элементами, входящими в состав пород.

**Масс-спектрометр МАЛ-1Ф** предназначен для исследования состава газообразной компоненты породы (рисунок 2).

Прибор МАЛ-1Ф входит в состав хромато-масс-спектрометрического комплекса ХМС (ИКИ РАН и ГЕОХИ РАН).

Прибор представляет собой монопольный



**рисунок 2.** Масс-спектрометр МАЛ-1Ф

масс-спектрометр пролетного типа.

Методика работы прибора МАЛ-1Ф основана на регистрации спектра масс летучих компонент породы, поступающих из хроматографа ИКИ РАН.

**Термодетектор ТЕРМОФОБ** предназначен для теплофизических измерений в приповерхностном слое грунта Фобоса (рисунок 3).



**рисунок 3.** Термодетектор ТЕРМОФОБ

Метод основан на активной термометрии с применением контактного нагрева грунта и регистрации обратных тепловых потоков.

**Сейсмометр СЕЙСМО-1** предназначен для изучения внутренней структуры Фобоса (рисунок 4).

Метод основан на регистрации сейсмоколебаний, возникающих под действием ударов метеоритов о поверхность Фобоса.

**Детектор космической пыли МЕТЕОР-Ф** предназначен для определения плотности потока метеорных частиц вблизи Марса, получения данных о физико-динамических параметрах метеорных частиц, принадлежащих пылевой



**рисунок 4.** Сейсмометр СЕЙСМО-1

оболочке Марса, а также для оценки метеорной опасности полетов космических аппаратов (рисунок 5).



**рисунок 5.** Детектор космической пыли МЕТЕОР-Ф

Принцип работы детектора основан на явлении испарения и ионизации метеорных частиц при высокоскоростном ударе частиц о мишень.

В настоящее время ГЕОХИ РАН участвует в новом этапе исследования Луны в рамках проектов «Луна-Глоб» и «Луна-Ресурс», реализуемых ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина».

Институт имеет лицензию Российского космического агентства на космическую деятельность.

Малогабаритная портативная научная аппа-

ратура, создаваемая для космических исследований, может найти применение в земных условиях, в частности: в геологических и геофизических работах, в мониторинге окружающей среды при техногенных и природных катастрофах в труднодоступных районах Земли.

Работы ГЕОХИ в области космических исследований ведутся в соответствии с Федеральной космической программой – ФКП РФ.

Научный руководитель работ – академик Э.М. Галимов.

## закключение

Исследования, проводившиеся в ГЕОХИ РАН в содружестве с ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина», внесли неопределимый вклад в изучение проблемы происхождения Луны и планет. В начале 60-х годов существовали лишь общие теоретические представления о возможном составе пород Луны, Марса, Венеры, основанные на астрономических наблюдениях и теоретических гипотезах. По астрономическим наблюдениям Луны и Марса еще можно было делать предсказания о химическом составе их пород, однако, то, что находится под толстым слоем атмосферы Венеры, – оставалось тайной. К настоящему времени получены конкретные экспериментальные данные, показавшие главное: породы, слагающие поверхностные слои Луны, Марса, Венеры, состоят практически из тех же элементов и соединений, что и породы Земли.

## список литературы

Сурков Ю.А., Москалева Л.П., Золотов М.Ю. Геохимия вещества поверхности Марса по данным КА «Фобос-2» // Геохимия. 1994. № 3. С. 358-366.

Сурков Ю.А., Москалева Л.П., Манвелян О.С., Харюкова В.П. Анализ гамма-излучения пород Марса по данным АМС «Марс-5» // Космические исследования. 1980. Т. 18, № 4. С. 623-631.

Сурков Ю.А., Москалева Л.П., Щеглов О.П., Харюкова В.П. Элементный состав пород на Венере // Космические исследования. 1983. Т. 21, вып. 2. С. 308-319.

Galimov E.M., Marov M.Ya., Moskaleva L.P., Dunchenko A.G. et al. Complex of scientific equipment for attestation of the place of landing on PHOBOS for the spacecraft «FOBOS-GRUNT» // Abstract for The first Moscow solar system symposium, 11-15 october 2010, IMS – PS – 26.

Vinogradov A.P., Surkov Yu.A., Moskaleva L.P. On the radioactivity of lunar rocks. // A session of the Seventh International Space Science Symposium, Vienna, 10-18 May 1966. MOON AND PLANETS, Edited by A. Dollfus, North-Holland publishing company – Amsterdam, 1967. P. 71-82.

Статья поступила в редакцию 09.04.2012 г.

## ИССЛЕДОВАНИЕ ОБРАЗЦОВ РЕГОЛИТА, ДОСТАВЛЕННЫХ АВТОМАТИЧЕСКИМИ СТАНЦИЯМИ СЕРИИ «ЛУНА»

*А.В. Иванов,*

*доктор геолого-минералогических наук\*,  
andrei\_ivanov@geokhi.ru;*

*М.А. Назаров,*

*доктор геолого-минералогических наук\*,  
nazarov@geokhi.ru*

*Приводится краткое описание методов первичной подготовки образцов лунного реголита, доставленных автоматическими станциями «Луна-16», «Луна-20», «Луна-24», и некоторые принципиальные результаты их исследования.*

*Ключевые слова: лунный реголит; «Луна-16»; «Луна-20»; «Луна-24».*

Образцы лунного реголита, отобранные автоматическими станциями «Луна», были доставлены в приемную лабораторию Института геохимии и аналитической химии им. В.И. Вернадского в сентябре 1970 г. («Луна-16»), феврале 1972 г. («Луна-20») и в августе 1976 г. («Луна-24»). Масса образцов составляла соответственно 101, 54 и 170 г.

Исследование лунных образцов проводилось под руководством академика А.П. Виноградова, а позднее – под руководством академика В.Л. Барсукова и академика Э.М. Галимова. Первичную обработку, изучение, подготовку и выдачу лунных образцов для исследования осуществляла специально созданная группа.

Приемка и первичная обработка образцов всех трех станций «Луна», включая отбор первичных образцов, проводилась в специально сконструированной камере в атмосфере особо чистого гелия. Дальнейшие работы с веществом – рассев и взвешивание фракций – проводились в боксе из оргстекла в атмосфере особо чистого азота. Выдача образцов для исследования в зависимости от их назначения проводилась либо непосредственно из камеры в вакуумно-герметичных контейнерах, либо из бокса.

Конструкции грунтоноса станций «Луна-16» и «Луна-20» были аналогичны и представляли собой просто бур, помещенный в капсулу возвращаемого аппарата. Такая конструкция при частичном заполнении бура веществом реголи-

\* Институт геохимии и аналитической химии им. В.И. Вернадского РАН, Россия, г. Москва..

## STUDY OF REGOLITH SAMPLES, DELIVERED BY AUTOMATED SPACE STATIONS OF «LUNA» FAMILY

*A.V. Ivanov,*

*Doctor of Geological and Mineralogical Sciences\*\*,  
andrei\_ivanov@geokhi.ru;*

*M.A. Nazarov,*

*Doctor of Geological and Mineralogical Sciences\*\*,  
nazarov@geokhi.ru*

*The article gives methodological overview of initial preparation of lunar regolith samples, delivered by automated space stations «Luna-16»; «Luna-20»; «Luna-24», and some fundamental results of their relevant study.*

*Key words: lunar regolith; «Luna-16»; «Luna-20»; «Luna-24».*

та отнюдь не исключала перемешивания в нем вещества при произвольном встряхивании в полете и при приземлении (рисунок 1). Гибкая конструкция грунтоноса станции «Луна-24» достаточно плотно фиксировала отобранное вещество, что позволило после перенесения вещества на лотки приемной камеры получить колонку реголита с четкими «нитяными» границами между слоями (рисунок 2).



**рисунок 1.** Реголит, доставленный автоматической станцией «Луна-20», на лотке в приемной камере

Аликвоты образцов из сборов станций «Луна»

\*\* Vernadsky Institute of Geochemistry and Analytical Chemistry of Russian Academy of Sciences, Russia, Moscow.



**рисунок 2.** Грунтонос с образцом реголита, доставленного автоматической станцией «Луна-24», в приемной камере в руках у оператора

были предоставлены во многие научные организации нашей страны в Москве, Ленинграде, Свердловске, Новосибирске, Киеве, а также исследователям ряда зарубежных стран, включая США, Францию, Великобританию, Швейцарию, Индию, Чехословакию и др. (рисунок 3).



У приемной камеры слева направо:  
А.П. Александров, Л.С. Тарасов (оператор),  
Ю.А. Золотов, Ю.А. Сурков, В.П. Бармин.

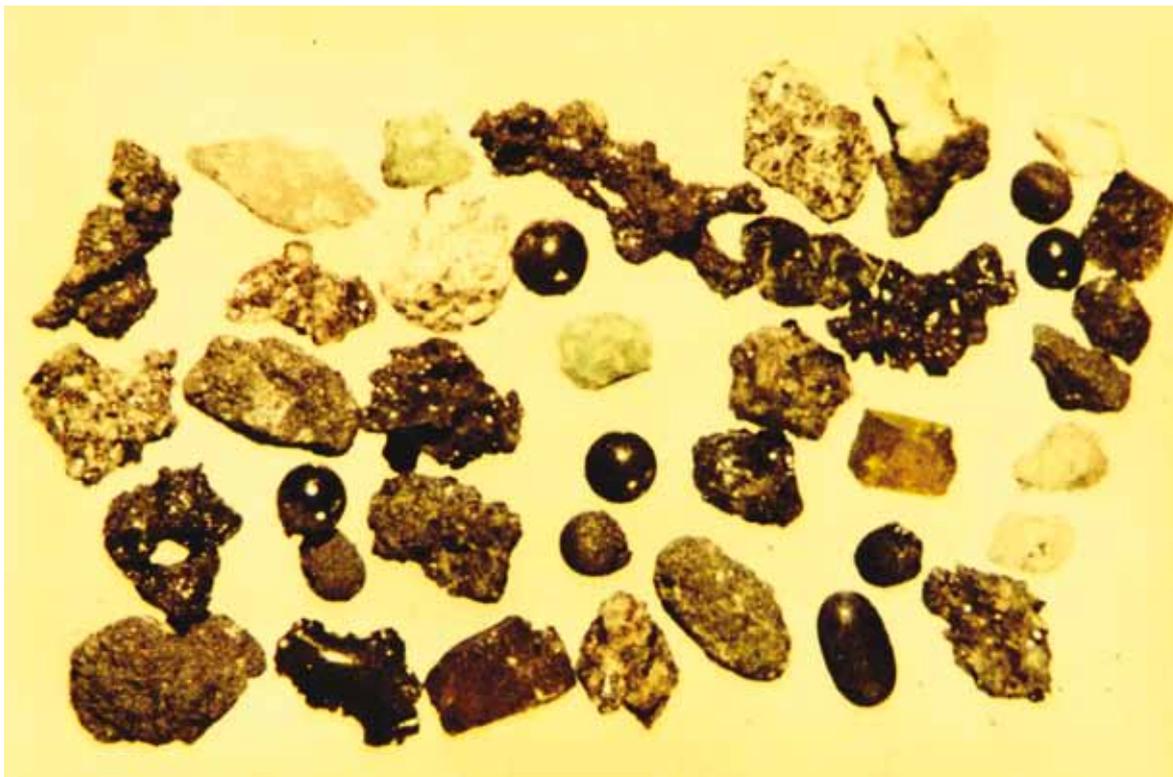
**рисунок 3.** Осмотр образца реголита, доставленного автоматической станцией «Луна-24», август 1976 г.

В Институте геохимии и аналитической химии им. В.И. Вернадского проводились комплексные исследования лунных образцов и их фракций с использованием различных физических, химических, изотопных и петрографо-минералогических методов анализа. Нередко такие исследе-

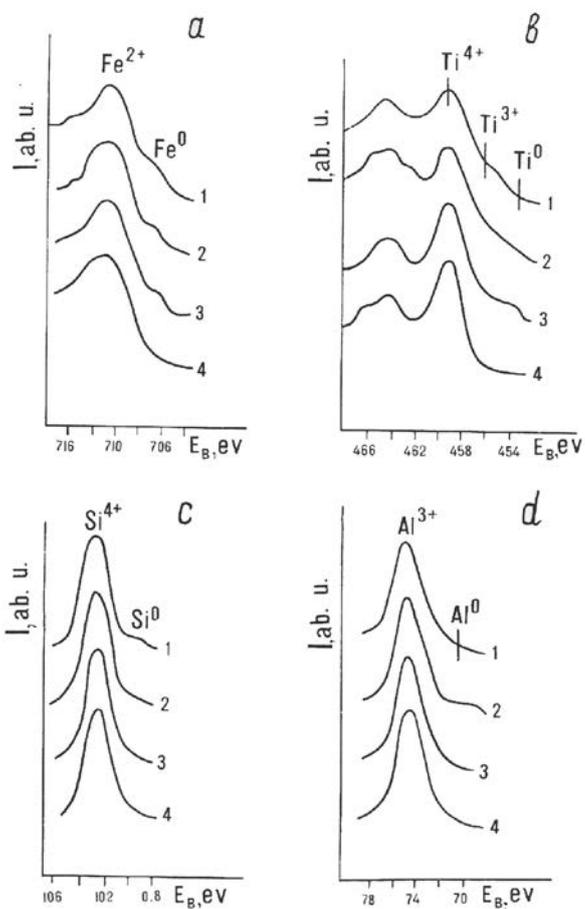
дования проводились совместно с сотрудниками других институтов.

Следует отметить, что образцы, доставленные станциями «Луна», были отобраны на восточной части видимого полушария Луны в районах, не опробованных американскими экспедициями «Аполлон», что заметно расширило представительность мировой коллекции лунного вещества. Естественно, что при рассмотрении результатов исследований лунного грунта в ряде случаев обсуждались и сопоставлялись все имеющиеся данные независимо от места («национальности») взятых образцов. Особенно это относится к обсуждению происхождения первичных лунных пород и космохимическим особенностям вещества Луны в целом.

Лунный реголит формируется в результате длительной переработки первичных магматических пород лунной поверхности под действием экзогенных факторов – метеоритной бомбардировки, солнечного и космического излучения (рисунок 4). Многие характеристики реголита, включая гранулометрический и литологический состав, магнитную восприимчивость, содержание и изотопный состав редких газов, плотность треков и их параметры, содержание элементов платиновой группы и ряд других характеристик, зависят от зрелости реголита, т.е. времени экзогенной переработки поверхности. Индекс зрелости, определяемый как отношение числа частиц вторичного происхождения (стекла, брекчии и т.п.) к общему числу частиц реголита «Луны-16», в среднем равен 0.74 и существенно выше такового реголита «Луны-20», равного 0.41. Изучение удельной магнитной восприимчивости гранулометрических фракций образца «Луны-24» в сопоставлении с аналогичными данными для образцов «Луны-16» и «Луны-20» показало, что образец «Луны-24» имеет двухкомпонентное строение – он образо-



**рисунок 4.** Частицы разных литологических типов из образца реголита, доставленного автоматической станцией «Луна-16»



**рисунок 5.** Изменение содержания восстановленных форм железа и кремния по глубине в поверхностных слоях реголитовых частиц из образца реголита, доставленного автоматической станцией «Луна-24»

вался при смешении более зрелой тонкозернистой и менее переработанной грубозернистой частей (Иванов А.В. и др., 1978). Такая ситуация могла возникнуть при добавлении грубозернистых выбросов из свежего ударного кратера к мелкозернистому зрелому реголиту.

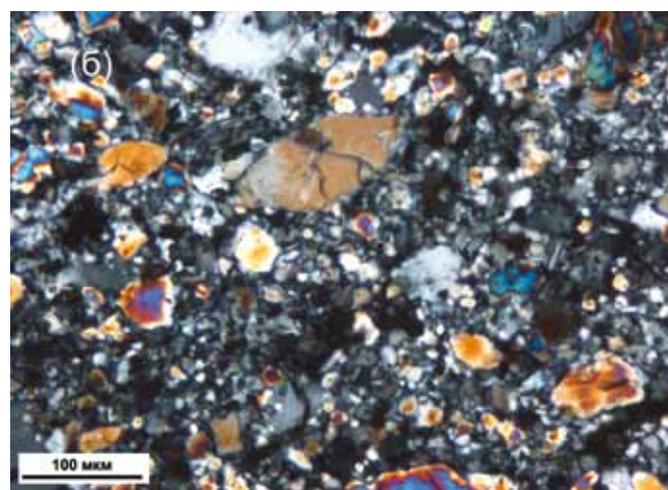
В результате высокоскоростной бомбардировки поверхности происходит интенсивное дробление, плавление и частичное испарение вещества. При этом проявляются эффекты селективного испарения и частичной конденсации. Интенсивность таких процессов может быть достаточно велика. Так, потери Na из тонкой фракции реголита «Луны-16» в целом составляют около 50%, а для отдельных переплавленных частиц стекла превышают 90%. Потери Si для отдельных частиц могут достигать 30% (Флоренский К.П. и др., 1980).

Исследование тонкой фракции лунного реголита методом рентгеновской фотоэлектронной спектроскопии с использованием ионного травления частиц выявило новые необычные характеристики вещества лунной поверхности. Такие исследования проводились двумя группами. Вместе с сотрудниками ГЕОХИ АН СССР в первую группу входили сотрудники Института общей и неорганической химии им. Н.С. Курнакова АН СССР, а во вторую – сотрудники Института геологии рудных месторождений, петрографии, минералогии и геохимии АН СССР и Института металлофизики АН УССР. Для всех изученных проб из сборов станций «Луна» характерно присутствие на поверхности частиц восстановленных до элементного состояния Fe, Si, Ti и Al. Содержание восстановленных форм зависит от степени зрелости образца и систематически уменьшается по глубине частиц (рисунок 5). При этом происходит аморфизация поверхности частиц реголита. Изменения поверхностных характеристик реголитовых частиц связаны с воздействием солнечной и космической радиации. Результаты этих исследований признаны открытием (Виноградов А.П. и др., 1980).

Неожиданным было сообщение М.В. Ахмановой с коллегами (Ахманова М.В. и др., 1978) об обнаружении методом инфракрасной спектроскопии в образцах реголита колонки «Луны 24» воды в количестве около 0.1 мас. %. В то время доминировало представление о Луне как об абсолютно безводном теле, крайне обедненном всеми летучими компонентами. Авторы сообщения (Ахманова М.В. и др., 1978) не исключали полностью возможности загрязнения вещества при транспортировке и хранении, но отметили, что в ранее изученных этим коллективом образцах реголита из сборов КА «Луна-16, -20» и «Аполлона-11, -12, -15» следов воды обнаружено не было. Колонка реголита



а



б

**а** – фрагмент долерита из образца «Луны-16»;  
**б** – фрагмент полевошпатовой метабрекчии из образца «Луны-20». Проходящий свет, николи скрещены.  
**рисунок 6.** Шлифы (срезы частиц толщиной 30 мкм, используемые для петрографических исследований)

«Луна-24», отобранная в Море Кризисов, обладает хорошо выраженной слоистостью, и авторы исследования отметили слабо выраженную тенденцию возрастания содержания воды по глубине колонки. Здесь уместно обратить внимание на то обстоятельство, что Море Кризисов является районом интенсивного проявления так называемых «кратковременных лунных явлений». В свое время статья М.В. Ахмановой и др. не привлекла внимания исследователей, но сегодня, по прошествии трех с лишним десятилетий, в связи существенным изменением наших представлений о присутствии воды в лунных породах, ситуация меняется.

Исследование содержания и изотопного состава в реголите «Луны-16» и «Луны-20» показало, что как в морском, так и в материковом реголите преобладают газы солнечного ветра. Для фрагментов пород из колонки КА «Луна-20» характерны ради-

ационные возраста в интервале 100-400 млн. лет.

Изучение треков, образованных ядрами элементов группы железа космических лучей в минеральных зернах из различных горизонтов колонки «Луны-24», выявило неоднородность радиационных характеристик реголита по глубине (*Кашкаров Л.Л. и др.*, 1980). Наиболее облучены верхние горизонты. В нижнем из изученных горизонтов проба 24184 наряду с сильно облученным веществом присутствует в заметном количестве слабо облученных зерен, представленных в основном плагиоклазом, что указывает по крайней мере на бимодальный характер этой пробы.

Впервые образцы лунных материковых пород были доставлены станцией «Луна-20». Эти породы представлены импактными брекчиями и являются древнейшими лунными образцами. Они характеризуются преимущественно анортозит-троктолит-норитовым составом, хотя собственно анортозиты редки. Главными минералами материковых пород являются основные плагиоклазы  $An_{87-97}$  магнезиальные оливины и пироксены. Акцессорные фазы: минералы группы шпинели, ильменит и армоколлит (*Назаров М.А. и др.*, 1979). По геохимическим параметрам материковые породы «Луны-20» заметно отличаются от доставленных позднее материковых образцов «Аполлона-16»: они характеризуются более высокой магнезиальностью и весьма низким содержанием KREEP компонента (богатого калием, редкоземельными элементами и фосфором). Можно предполагать, что породы типа «Луны-20» широко представлены на материках обратной стороны Луны (рисунок 6).

Станции «Луна-16» и «Луна-24» доставили образцы из морских районов Луны, Моря Изобилия и Моря Кризисов соответственно. Породы морских районов по составу и структуре отвечают габбро-базальтам (рисунок 6) (*Тарасов Л.С. и др.*, 1980). Они в основном состоят из клинопироксенов широкого диапазона составов и основных плагиоклазов  $An_{75-95}$ . Второстепенными минералами являются оливин, ильменит и минералы группы шпинели (*Барсуков В.Л. и др.*, 1979). По петрохимическим характеристикам породы «Луны-16» относятся к глиноземистым базальтам со средним содержанием титана. Они заметно обогащены алюминием по сравнению с базальтами, доставленными экспедициями «Аполлон», беднее титаном, чем базальты «Аполлона-11 и 17», но содержат больше титана, чем базальты «Аполлона-12 и 15». Породы «Луны-24» также не имеют аналогов среди доставленных на Землю лунных образцов. Это несколько обогащенные глиноземом ферробазальты с низким содержанием титана и щелочей (*Тарасов Л.С. и др.*, 1980).

Разнообразие лунных базальтовых пород указывает на существенные вариации состава в лунной мантии до глубин порядка 500 км.

Результаты исследований лунных образцов, полученные в Институте геохимии и аналитической химии им. В.И. Вернадского и в других научно-исследовательских организациях нашей страны и за рубежом, опубликованы во многих статьях в различных изданиях, в том числе в специально подготовленных сборниках: «Лунный грунт из Моря Изобилия», «Лунный грунт из материкового района Луны», «Лунный грунт из Моря Кризисов», «Mare Crisium: The view from Luna 24».

Следует отметить, что на сегодня для исследования использовано менее половины массы образцов, доставленных автоматическими станциями «Луна-16», «Луна-20», «Луна-24». Большая их часть оставлена для будущих исследований. Эти образцы, как и оставшаяся часть образцов из сборов американских экспедиций «Аполлон», хранятся в Институте геохимии и аналитической химии им. В.И. Вернадского РАН.

## **список литературы**

- Ахманова М.В., Дементьев Б.В., Марков М.Н.* Вода в реголите Моря Кризисов («Луна-24»)? // Геохимия, 1978. № 2. С. 285-288.
- Барсуков В.Л., Назаров М.А., Тарасов Л.С.* Минералогия лунного вещества // Записки Всесоюзн. минерал. о-ва, 1979. Т. 108, № 1. С. 1-14.
- Виноградов А.П., Барсуков В.Л., Урусов В.С., Иванов А.В. и др.* Свойство неокисляемости ультрадисперсных форм простых веществ, находящихся на поверхности космических тел: Диплом на открытие № 219 // Открытия, изобретения, промышленные образцы, товарные знаки, 1980. № 14. С. 3-4.
- Иванов А.В., Горшков Э.С., Жуков В.В., Маров И.Н. и др.* Распределение металлического железа в реголите колонки «Луны-24» // Геохимия, 1978. № 6. С. 940-945.
- Кашкаров Л.Л., Генаева Л.И., Лаврухина А.К.* Исследование треков в веществе четырех базовых проб колонки «Луны-24» // Лунный грунт из Моря Кризисов. М.: Наука, 1980. С. 280-286.
- Назаров М.А., Тарасов Л.С., Шевалеевский И.Д.* Минералогия материкового реголита («Луна-20») // Лунный грунт из материкового района Луны. М.: Наука, 1979. С. 226-266.
- Тарасов Л.С., Назаров М.А., Шевалеевский И.Д., Кудряшова А.Ф. и др.* Петрохимия пород и особенности химического состава минералов реголита из Моря Кризисов // Лунный грунт из Моря Кризисов. М.: Наука, 1980. С. 78-95.
- Флоренский К.П., Иванов А.В., Назаров М.А., Родэ О.Д. и др.* Селективное испарение как фактор формирования состава лунных образцов // Космическая минералогия: Материалы XI съезда ММА. Л.: Наука, 1980. С. 7-15.
- Статья поступила в редакцию 09.04.2012 г.*

## ЛАБОРАТОРИЯ СРАВНИТЕЛЬНОЙ ПЛАНЕТОЛОГИИ ГЕОХИ РАН: СОВМЕСТНЫЕ РАБОТЫ С НПО ИМ. С.А. ЛАВОЧКИНА

*А.Т. Базилевский,*  
профессор, доктор геолого-минералогических  
наук, Институт геохимии и аналитической  
химии им. В.И. Вернадского РАН, Россия,  
г. Москва, atbas@geokhi.ru

*В статье описывается характер и результаты  
сотрудничества лаборатории сравнительной  
планетологии Института геохимии  
и аналитической химии им. В.И. Вернадского  
с НПО им. С.А. Лавочкина в период с 1969 года  
до настоящего времени.*

*Ключевые слова: Луна;  
Марс;  
Венера;  
выбор мест посадки.*

Лаборатория сравнительной планетологии Института геохимии и аналитической химии им. В.И. Вернадского РАН (ГЕОХИ) была организована по предложению академика А.П. Виноградова, директора ГЕОХИ, сотрудником этого института Кириллом Павловичем Флоренским в 1967 году в составе Института космических исследований РАН (ИКИ), но в 1975 году была переведена в ГЕОХИ.

Наши совместные с НПОЛ работы начались в 1969 году с выбора места посадки для созданного в этой организации автоматического космического аппарата серии Е8 «Луна-15». Аппарат должен был сесть на Луну, взять образец лунного грунта и доставить его на Землю (рисунок 1).

Доставка образцов грунта, исследования лун-

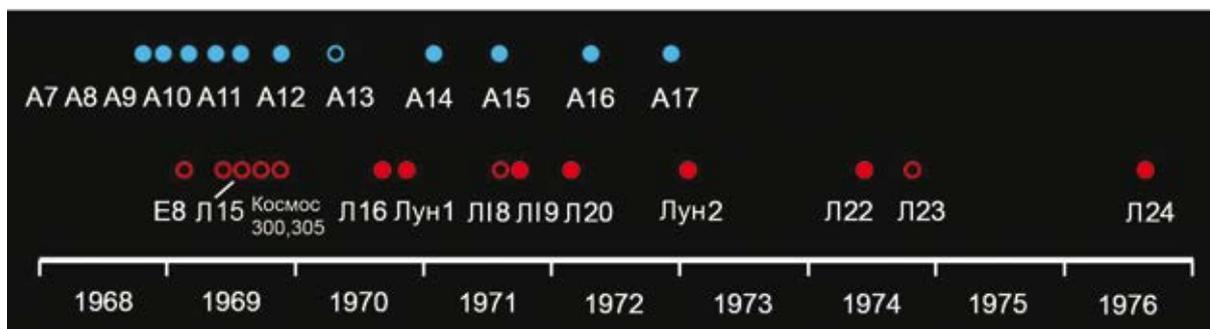
## LABORATORY OF COMPARATIVE PLANETOLOGY GEOKHI RAN: JOINT ACTIVITIES WITH LAVOCHKIN ASSOCIATION

*A. T. Basilevskiy,*  
Professor, Doctor of Geologic-Mineralogical  
Sciences, Vernadsky Institute of Geochemistry and  
Analytical Chemistry, RAN, Russia, Moscow,  
atbas@geokhi.ru

*The article covers nature and results of  
cooperation between Laboratory of comparative  
planetology of Vernadsky Institute of Geochemistry  
and Analytical Chemistry, and Lavochkin  
Association starting from 1969 till present day.*

*Key words:  
Moon;  
Mars;  
Venus;  
selection of landing site.*

ной поверхности с помощью луноходов требовали выбора мест посадки, и лаборатория использовала для этого наработки, сделанные для неосуществленной советской пилотируемой экспедиции на Луну. К сожалению, по баллистическим ограничениям и другим техническим условиям выбранные ранее для пилотируемой экспедиции места не подходили для новых задач, а на те районы, куда надо было сажать автоматические аппараты, снимков высокого разрешения не было. Здесь пригодились установленные в ходе предыдущей работы корреляции степени «шероховатости» поверхности с яркостью на космических снимках низкого разрешения и изображениях, полученных с помощью наземных телескопов.



синие кружки – миссии «Аполлон», красные – Е8; залитые – удачные, незалитые – неудачные.

Л15, 16, 18, 20, 23, 24 – аппараты для доставки лунных образцов на Землю;

Л19, 22 – спутники Луны;

Лун1, 2 – Луноходы;

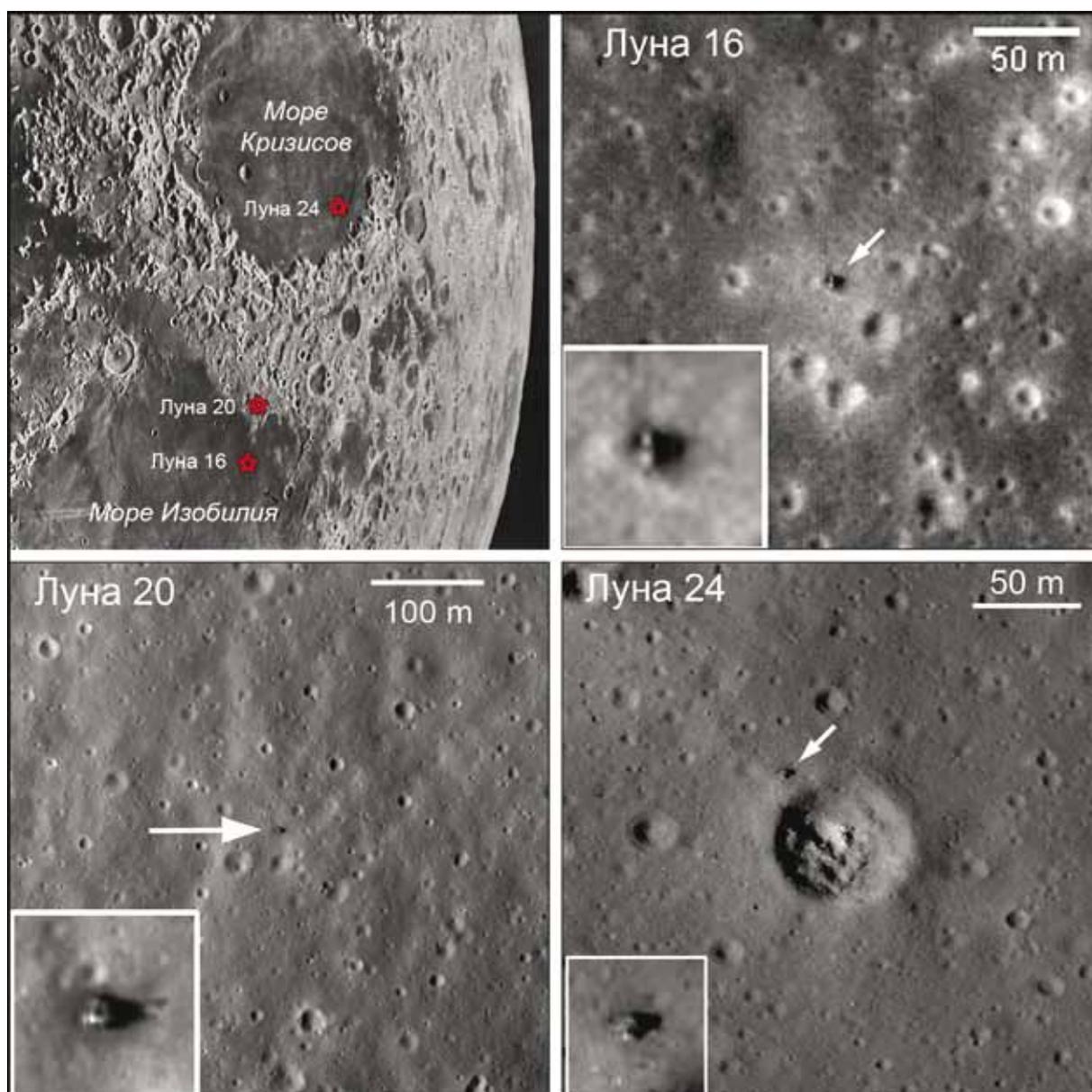
Космос 300, 305 – аппараты Е8, которым не удалось уйти дальше орбиты спутника Земли.

**рисунок 1.** Диаграмма, показывающая часть советско-американской лунной гонки

Своего рода боевым крещением нашей лаборатории стал выбор места посадки для автоматической станции «Луна-15», которая должна была доставить на Землю образец грунта из лунного Моря Кризисов. Запуск этого аппарата состоялся в июле 1969 г., за день до старта «Аполлона-11» с намерением доставить лунное вещество на Землю практически одновременно с американцами. К сожалению, «Луна-15» разбилась при посадке, и даже такого паритета с американцами у нас не получилось.

Следующим, уже удачным, был выбор места посадки для «Луны-16», которая в сентябре 1970 г. благополучно села на поверхность лунного

Моря Изобилия и привезла на Землю около 100 г лунного грунта – как тогда шутили: «русскую норму». Затем выбирали места посадки для: «Луны-17» (доставила на Луну «Луноход-1»), «Луны-18» (разбилась при посадке), «Луны-20» (первая, до американцев, доставка грунта с лунного материка), «Луны-21» (доставила на Луну «Луноход-2»), «Луны-23» (разбилась при посадке) и, наконец, «Луны-24» (доставила лунный грунт из Моря Кризисов). Последнее событие произошло в 1976 г., через 4 года после завершения американской программы «Аполлон», и потому имело особый резонанс (рисунок 2). Кстати, на снимке с посадочной платформой «Луны-24»



**рисунок 2.** Места посадки космических аппаратов «Луна-16, -20, -24», доставивших на Землю образцы лунного грунта. Север наверху. Слева сверху – места посадки на фрагменте телескопического изображения Луны (Consolidated Lunar Atlas, Frame D3). Остальные изображения на рисунке получены узкоугольной камерой КА Lunar Reconnaissance Orbiter (M106511834L, M119482862RE, M119449091RE). На них видны посадочные платформы КА «Луна-16, -20, -24»

видно, что, если бы аппарат достиг поверхности на несколько метров юго-восточнее, он попал бы в морфологически свежий кратер и почти наверняка бы разбился. Но тогда нам повезло.

На рисунке 2 видно, что все места, откуда нашими «Лунами» были доставлены образцы грунта, находятся на востоке видимого полушария Луны вблизи экватора этого небесного тела. Это не случайно. Дело в том, что при вертикальном старте с лунной поверхности в этой зоне в определенное время и с определенной скоростью возвращаемый аппарат достигал Земли, причем, что важно, в пределах территории Советского Союза. Вертикальный старт сравнительно легко обеспечить без сложных систем управления, что упрощало и облегчало возвращаемый аппарат. Эту изящную схему предложил сотрудник НПОЛ Ю.Д. Волохов (Крупкин С.И., 2009).

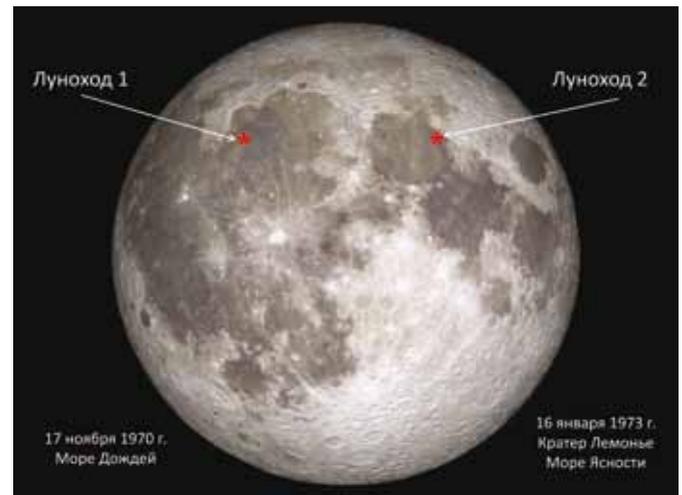
Работы по выбору мест посадки каждый раз начинались с передаваемых нам НПОЛ баллистических ограничений на район посадки по селенографической широте и долготе. В пределах разрешенного баллистика района мы выбирали место, которое, по имеющейся тогда у нас крайне скудной информации, представлялось наиболее ровным в пределах вероятного эллипса посадки, а на трассе подхода к нему не должно было быть больших перепадов высот поверхности. Геологи А.Т. Базилевский, Н.Н. Гребенник, Р.Б. Зезин, Р.О. Кузьмин, З.В. Попова, А.А. Пронин выбирали место посадки, а наши картографы и геодезисты Н.Н. Бобина, Г.А. Бурба, А.М. Конопихин, В.П. Шашкина и К.Б. Шингарева определяли координаты места посадки, вычерчивали карты и профили района посадки и трассы подхода. Работой геологов руководил заведующий лабораторией К.П. Флоренский, работой картографов и геодезистов – заместитель заведующего А.А. Гурштейн. Эти материалы сначала в рабочем порядке, а потом официально передавались в НПОЛ, где мы плотно общались с А.И. Шейхетом, Е.Г. Рuzским и Л.И. Оксман. Руководство НПОЛ, главного конструктора Г.Н. Бабакина и его заместителей мы видели издали во время совещаний.

Работа по подготовке лунных экспедиций требовала как можно более точных координат места посадки. Особенно важно это было для полетов с доставкой образцов на Землю. Эта задача, по тем временам очень трудная, была успешно решена совместными усилиями нашей лаборатории, НПОЛ и Института прикладной математики (ныне им. М.В. Келдыша). Было получено авторское свидетельство № 90550 от 1 октября 1975 г.

с приоритетом от 18 июля 1973 г. Коллектив авторов: Э.Л. Аким (ИПИМ), А.А. Гурштейн (ИКИ), О.Г. Ивановский и другие, всего 13 человек. Это один из примеров продуктивного творческого сотрудничества нашей лаборатории и НПОЛ в период активных экспедиций к Луне.

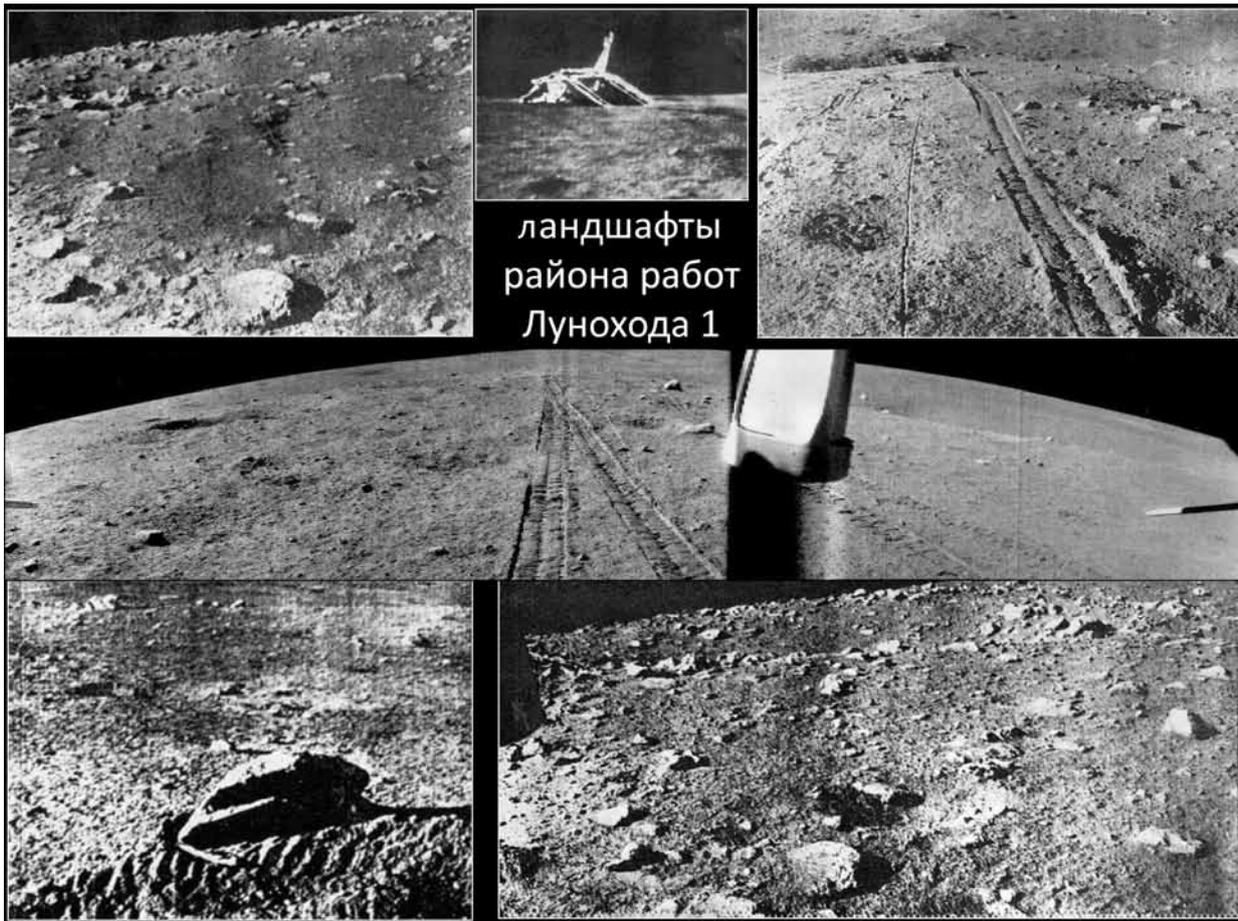
Все это происходило на фоне не только прикладного, но и научного осмысления накопленной информации о строении лунной поверхности (Флоренский К.П. и др., 1972; Флоренский К.П. и др., 1971; Базилевский А.Т., 1972; Basilevsky A.T., 1976). В результате этих работ монотонная лунная поверхность оборачивалась мозаикой форм рельефа очень разного – от миллионов до миллиардов лет – возраста.

Лаборатория сравнительной планетологии принимала активное участие в исследованиях, которые на лунной поверхности проводили «Луноход-1» (запад Моря Дождей) и «Луноход-2» (восток Моря Ясности) (рисунок 3). Выбор мест посадки «Луноходов» происходил по такой же схеме, что и аппаратов по доставке грунта, только задаваемые нам ограничения по селенографической широте и долготе были другими.



**рисунок 3.** Места посадки «Лунохода-1» и «Лунохода-2», показанные на изображении Луны, полученном с Земли с помощью телескопа. Также показаны даты посадки этих аппаратов на лунную поверхность

Сотрудники лаборатории сравнительной планетологии в основном анализировали ТВ-панорамы и снимки навигационных камер и на основании достигаемого в результате этого понимания геологической ситуации участвовали в интерпретации данных, получаемых другими приборами. При ежедневном планировании программы работ мы активно общались с руководителем научной группы Б.В. Непоклоновым, сотрудниками разных организаций, ответствен-



**рисунок 4.** Фрагменты ТВ-панорам поверхности в районе работы «Лунохода-1». В центре вверху изображение посадочной платформы «Луны-17», полученное съехавшим с нее «Луноходом-1»

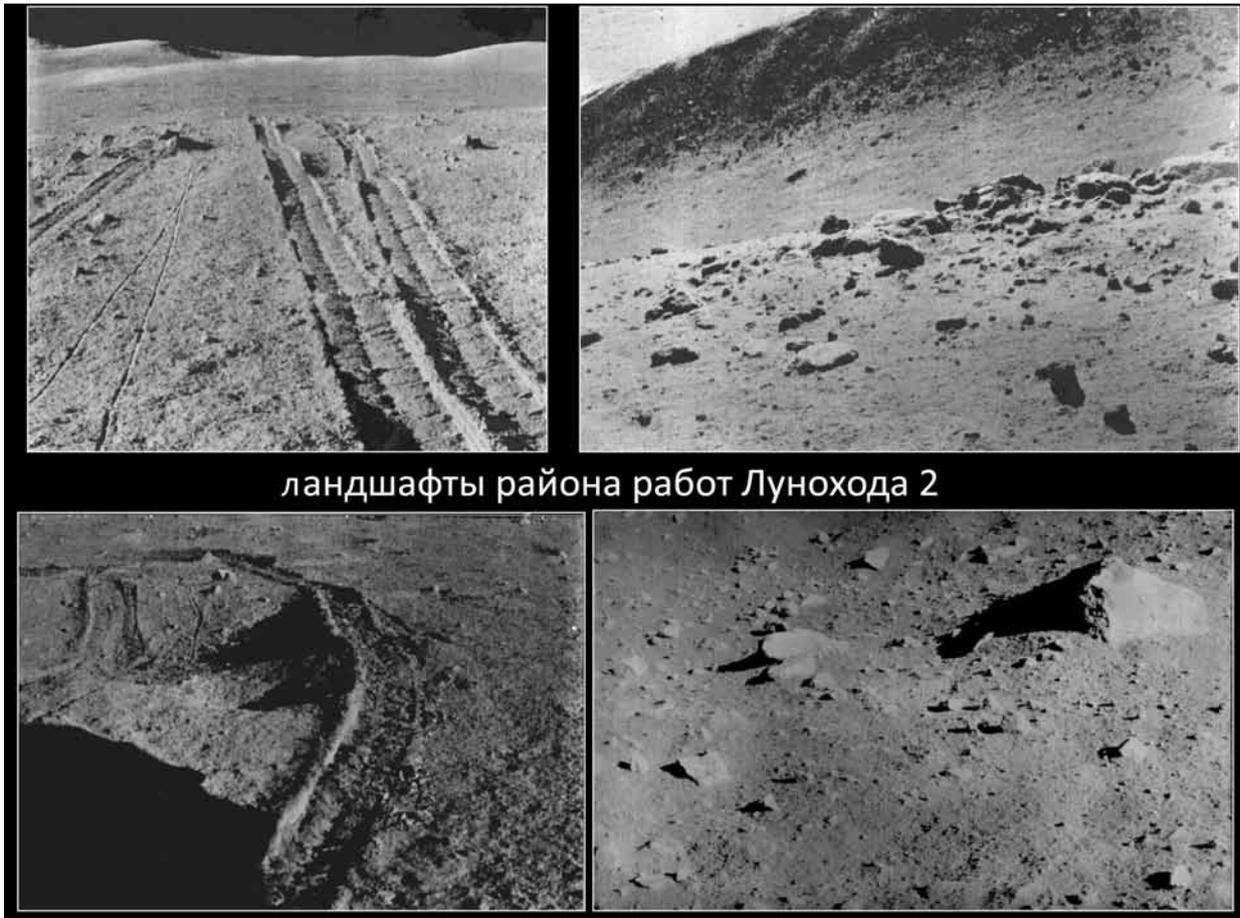
ными за конкретные научные приборы, и группой управления от НПОЛ: Ф.И. Бабичем, Р.М. Менном, В.А. Коровкиной. Во время работы на пункте управления «Луноходами» в пос. Школьное под Симферополем мы поближе познакомились с заместителями главного конструктора НПОЛ В.П. Пантелеевым и О.Г. Ивановским.

Панорамы, полученные «Луноходом-1» на маршруте длиной 10.5 км, показали нам микрорельеф (от сантиметров до десятков метров) лунной поверхности: кратеры различной степени морфологической выраженности, камни различной формы, а также следы взаимодействия колес лунохода с лунным грунтом в различных геологических ситуациях (рисунок 4).

В районе работы «Лунохода-2», который совершил посадку в пределах кратера Лемонье, являющегося «заливом» Моря Ясности, рельеф поверхности был более разнообразен (рисунок 5). Большая часть маршрута длиной 37.5 км проходила по поверхности морского типа, в общем, очень похожей на таковую в районе работы «Лунохода-1». На горизонте были видны низкие горы материкового обрамления кратера Лемонье, до которых дойти не удалось.

При изучении прибортовых частей тектонического разлома Борозды Прямой (ширина 500 м при глубине 50 м и длине 6 км) было обнаружено, что на кромке его склонов реголита почти нет и на поверхность выходят глыбы базальтов скального основания (рисунок 5, вверху справа). Обнажения коренных пород это большая редкость на Луне и в данном случае отсутствие реголита, очевидно, связано с тем, что обычный для Луны обмен соседних участков выбросами из ударных кратеров в данном месте затруднен тем, что уход выбросов с кромки разлома лишь частично компенсируются приходом выбросов из его депрессии. Такое нарушение баланса взаимобмена кратерными выбросами подтверждается также тем, что на расстоянии порядка 50 м от кромки грабена поверхность наклонена в сторону разлома, а реголит на поверхности с приближением к кромке становится все более грубым. Это наблюдение дает оценку эффективной дальности разброса материала при реголитобразующей ударно-кратерной переработке поверхности (Флоренский К.П. и др., 1976).

Привязка измерений физико-механических свойств реголита прибором оценки проходи-



ландшафты района работ Лунохода 2

**рисунок 5.** Фрагменты ТВ-панорам поверхности в районе работы «Лунохода-2»

мости (ПРОП) «Лунохода-2» к геолого-морфологической ситуации в местах измерений показала, что при прочих равных условиях реголит на более крутых склонах менее прочен. Отсюда следует, что на относительно крутых склонах происходит перемещение материала реголита, препятствующее его слеживанию и упрочнению (Базилевский А.Т. и др., 1984).

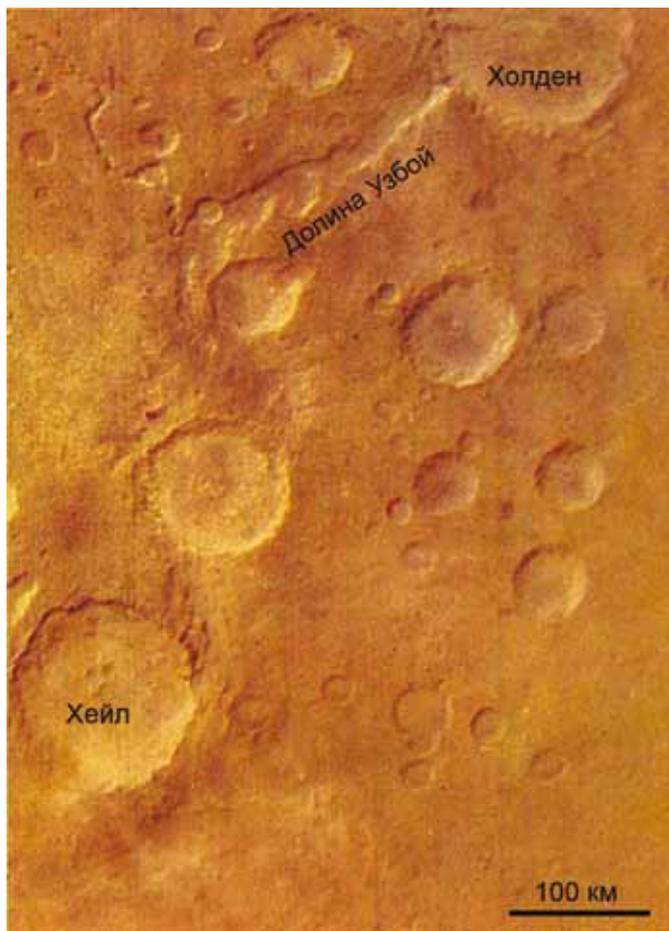
С середины 70-х годов в лаборатории, в дополнение к лунной тематике, появляются новые направления, в том числе анализ геологического строения поверхности Марса и Венеры. Изучение геологии Марса и Венеры возникло в тематике лаборатории прежде всего потому, что появились ТВ-снимки поверхности этих планет, сделанные отечественными космическими аппаратами, созданными НПОЛ, а геологическое сопровождение советской программы планетных исследований как-то само собой стало обязанностью лаборатории. Это были снимки с орбиты, полученные «Марсом-4» и «Марсом-5» (1973-74 гг.), и панорамы, переданные с поверхности Венеры спускаемыми аппаратами «Венера-9, -10, -13 и -14» (1975 и 1982 гг.).

Снимки «Марса-4» и «Марса-5» были полу-

чены ТВ-камерами, тоже созданными под руководством А.С. Селиванова. Это были снимки примерно такого же качества, как уже полученные к тому времени снимки американского «Маринера-9», но сильно уступали последним по охвату территории. Какие-то явления сотрудники лаборатории увидели по-другому, чем американские коллеги. Например, американский рецензент статьи, представленной лабораторией в журнал *Icarus*, был недоволен, что материал днищ некоторых крупных кратеров интерпретировался как озерные отложения (рисунок 6). Тогда рецензента с трудом убедили, что такая интерпретация имеет право на существование, а сейчас отложения осадков древних озер в крупных кратерах – общее место геологии Марса.

Результаты изучения снимков «Марса-4» и «Марса-5» были опубликованы в отечественных и зарубежных изданиях (Florenski K.P. et al., 1975; Флоренский К.П. и др., 1980).

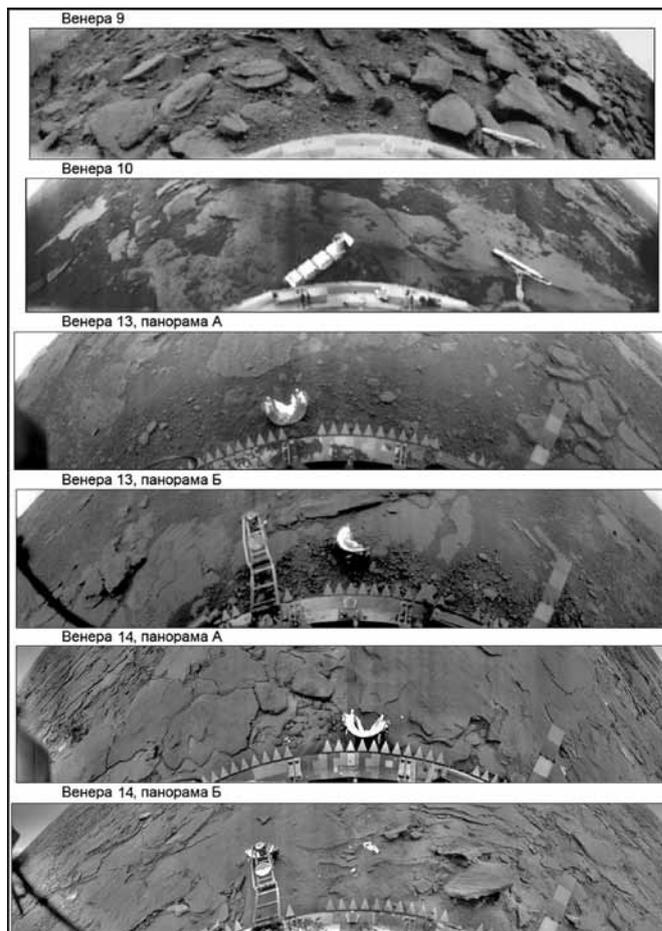
С анализом панорам КА «Венера-9, -10, -13 и -14», полученных телекамерами, созданными опять же под руководством А.С. Селиванова, ситуация была прямо противоположная. Для разработки этих телекамер было важно понимать,



**рисунок 6.** Цветное изображение поверхности Марса в районе Долины Узбой, полученное КА «Марс-5»

какова освещенность на поверхности Венеры. Освещенность была измерена КА «Венера-8». Эти панорамы долгое время были в распоряжении только советских исследователей, и сотрудники лаборатории их старательно изучали в отсутствие какой-либо конкуренции. Было сделано главное открытие – наличие на Венере двух типов материала поверхности: рыхлого грунта и консолидированных отложений с горизонтальной слоистостью сантиметрового масштаба (*Виноградов А.П. и др., 1976; Florensky K.P. et al., 1977; Флоренский К.П. и др., 1983; Florensky K.P. et al., 1983*) (рисунок 7).

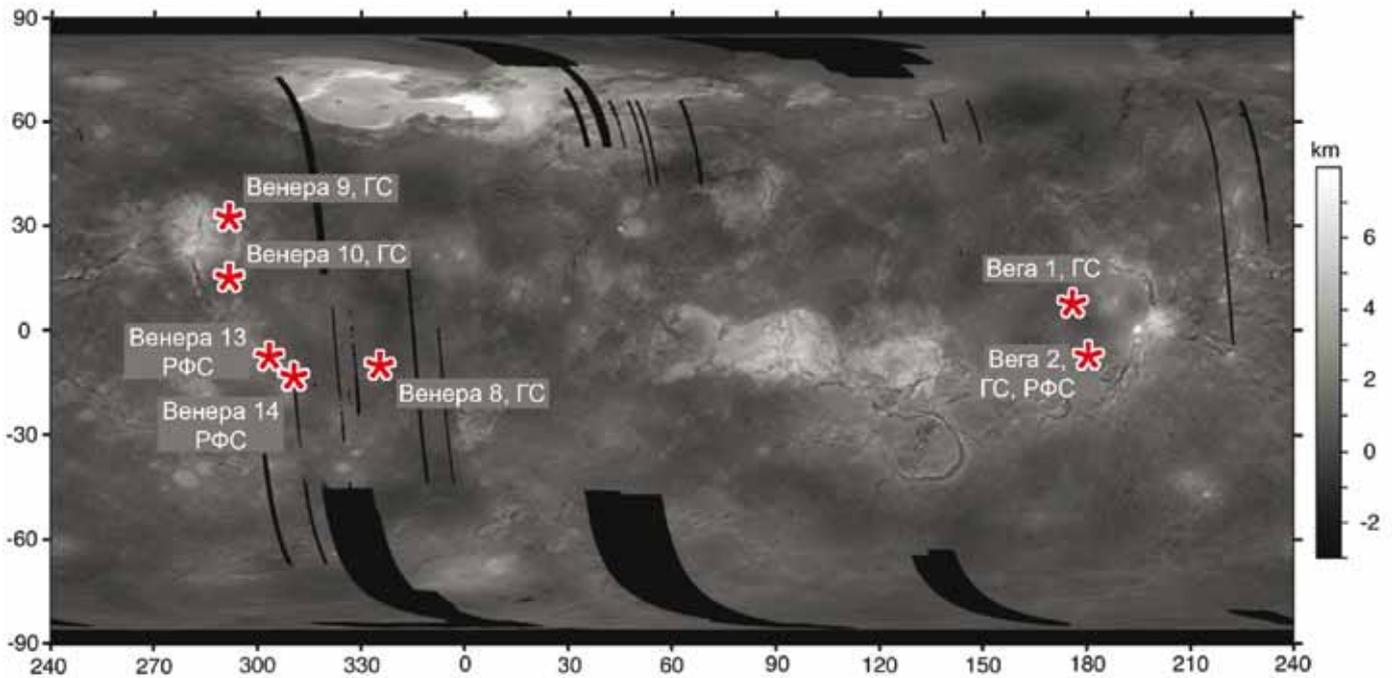
Входившие в состав научной аппаратуры гамма-спектрометр и рентгенофлуоресцентный спектрометр показали, что материал поверхности по составу близок к базальту, и некоторые коллеги предположили, что слоистый материал – это наслоение очень тонких потоков лавы. Однако простые оценки показали, что базальтовая лава ( $T$  затвердевания  $\sim 1200^\circ\text{C}$ ) на поверхности Венеры ( $T \approx 500^\circ\text{C}$ ) должна очень быстро затвердевать и потому такими тонкими потоками течь не могла (*Френкель М.Я., Забалуева Е.В., 1983*).



**рисунок 7.** ТВ-панорамы поверхности Венеры, полученные СА «Венера-9, -10, -13 и -14». (Для масштаба: расстояния между концами зубцов на посадочном кольце аппаратов «Венера-13, -14» равно 5 см)

Судя по данным измерений ряда других приборов, слоистый материал легко сминаем, чем напоминает некоторые вулканические туфы. В то же время высокое атмосферное давление на Венере должно препятствовать вулканическим взрывам, а значит, и образованию туфов. Недавно, была предложена новая интерпретация наблюдаемых на панорамах тонкослоистых отложений: по-видимому, это слабо спекшиеся отложения выбросов из удаленных ударных кратеров (*Basilevsky A.T. et al., 2004*).

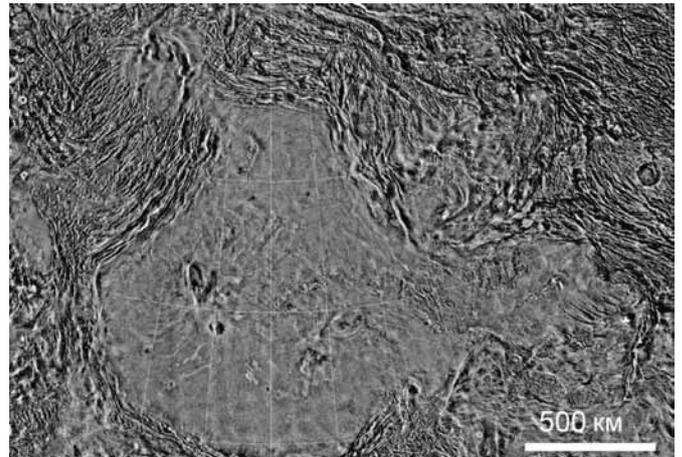
К выбору мест посадки на Венеру советских космических аппаратов геологи вообще и наша лаборатория – в частности сначала не привлекались. Наше знание характеристик поверхности этой планеты было настолько плохим, что мы ничего толкового сотрудникам НПОЛ посоветовать не могли. Поэтому и баллистики, и инженеры просто выбирали места, которые было легче достигать и откуда удобнее поддерживать связь с Землей. Ситуация изменилась после радарной съемки поверхности Венеры американским КА



**рисунок 8.** Карта высот поверхности Венеры (простая цилиндрическая проекция) с местами посадки КА «Венера-8 ÷ -14» и «Вега-1, -2». Справа шкала высот поверхности над средним радиусом планеты

«Пионер-Венера-Обитер», который работал на орбите спутника Венеры с конца 1978 до середины 1980 гг. Результаты съемки вскоре были опубликованы и давали возможность судить о шероховатости и перепадах высот поверхности, что важно для выбора и характеристики мест посадки. Поэтому выбор мест посадки для аппаратов «Венера-13» и «Венера-14» (1982), а также «Вега-1» и «Вега-2» (1985) производился уже с нашим участием (рисунок 8).

Следующий этап работы лаборатории уместно назвать этапом «Венера-15, -16» (1983-1984 гг.). Эти созданные НПОЛ два советских спутника Венеры, используя аппаратуру, разработанную в Институте радиотехники и электроники РАН (Н.А. Арманд, О.Н. Ржига) и созданную в Московском энергетическом институте (А.Ф. Богомолов), провели радарную съемку примерно четвертой части поверхности планеты. Были получены изображения поверхности в режиме бокового обзора с разрешением 1-2 км. Такое разрешение оказалось достаточным, чтобы впервые в истории изучения этой планеты прямо наблюдать ключевые элементы ее геологии: вулканические равнины и постройки с лавовыми потоками на них, зоны грабенов, гряды и хребты, явно образованные деформациями сжатия, а также ударные кратеры. Радарная съемка, выполненная до этого американским аппаратом «Пионер-Венера-Обитер» и наземными радиотелескопами, позволяла судить о геологии пла-



**рисунок 9.** Фрагмент фотокарты поверхности Венеры, составленной по результатам радарной съемки КА «Венера-15, -16». На относительно ровной поверхности (плато Лакшми) видны радиально расходящиеся потоки застывшей лавы. Плато обрамлено похожими на земные Кордильеры высокими горными хребтами, параллельными границам плато

неты в основном по косвенным признакам, что давало слишком общую информацию, а иногда приводило к серьезным ошибкам.

Анализ изображений, полученных КА «Венера-15, -16», показал широкое развитие вулканических, очевидно, базальтовых равнин, местами нарушенных тектоническими деформациями растяжения и сжатия (рисунок 9). Были обнаружены зоны интенсивных площадных деформа-

ций – т.н. тессер и странные, присущие только этой планете кольцевые вулcano-тектонические структуры – т.н. короны. Было выявлено около 150 ударных кратеров диаметром от 4 до 140 км, по количеству которых средний возраст поверхности в зоне съемки был определен в 0.5-1 млрд. лет. Структурный рисунок на исследованной четверти поверхности планеты не похож на таковой, характерный для тектоники плит, которая определяет глобальную геологию Земли (*Барсуков В.Л. и др.*, 1984, 1986; *Barsukov V.L. et al.*, 1986; *Basilevsky A.T. et al.*, 1986; *Ivanov B.A. et al.*, 1986). Эти и примыкающие к ним исследования были обобщены в книге, выпущенной издательством The University of Arizona Press (*Barsukov V.L. et al.*, 1992).

Результатом постоянной совместной работы по исследованию Луны, Венеры и Марса стала опубликованная в издательстве «Машиностроение» книга «Проектирование спускаемых автоматических космических аппаратов. Опыт разработки диалоговых процедур» (*Базилевский А.Т. и др.*, 1985).

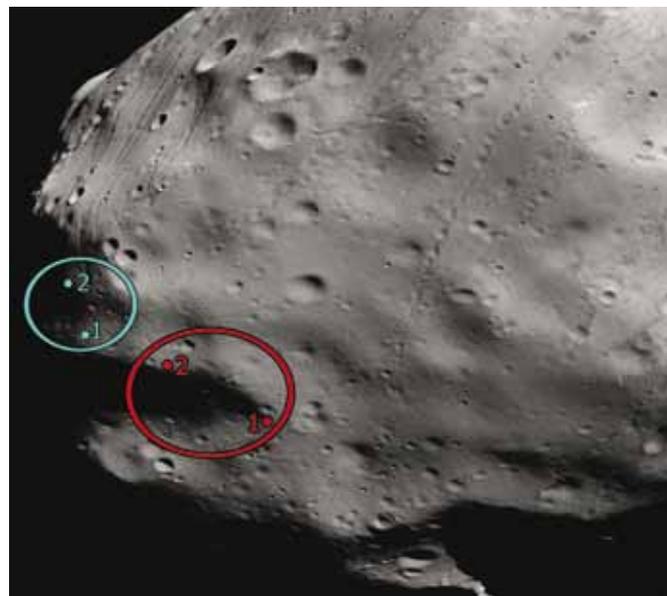
Сотрудниками лаборатории и их коллегами из других организаций были написаны и изданы и другие книги. Так, преобладание на поверхности Луны ударных кратеров заставило нас подробнее войти в специфику этого процесса. На получаемые по договорам с НПОЛ деньги, было организовано несколько экспедиций для изучения ударных кратеров нашей страны. Результаты этих работ обобщены в коллективной монографии шести авторов (*Базилевский А.Т. и др.*, 1983). Книга была быстро издана в США как технический перевод НАСА (известная уловка, чтобы избежать проблем с авторскими правами), а близкая по содержанию книга американского автора появилась на шесть лет позже (*Melosh H.J.*, 1989).

В это же время сотрудники лаборатории подготовили еще две монографии (*Флоренский К.П. и др.*, 1981; *Кузьмин Р.О.*, 1983). Первая книга «Очерки сравнительной планетологии» интересна и сейчас. В идейной ее части она совершенно не устарела, но фактическая база планетологии с тех пор, конечно, сильно пополнилась. Вторая монография – «Криолитосфера Марса» посвящена проблеме вечной мерзлоты на Марсе и тоже сохраняет свою актуальность.

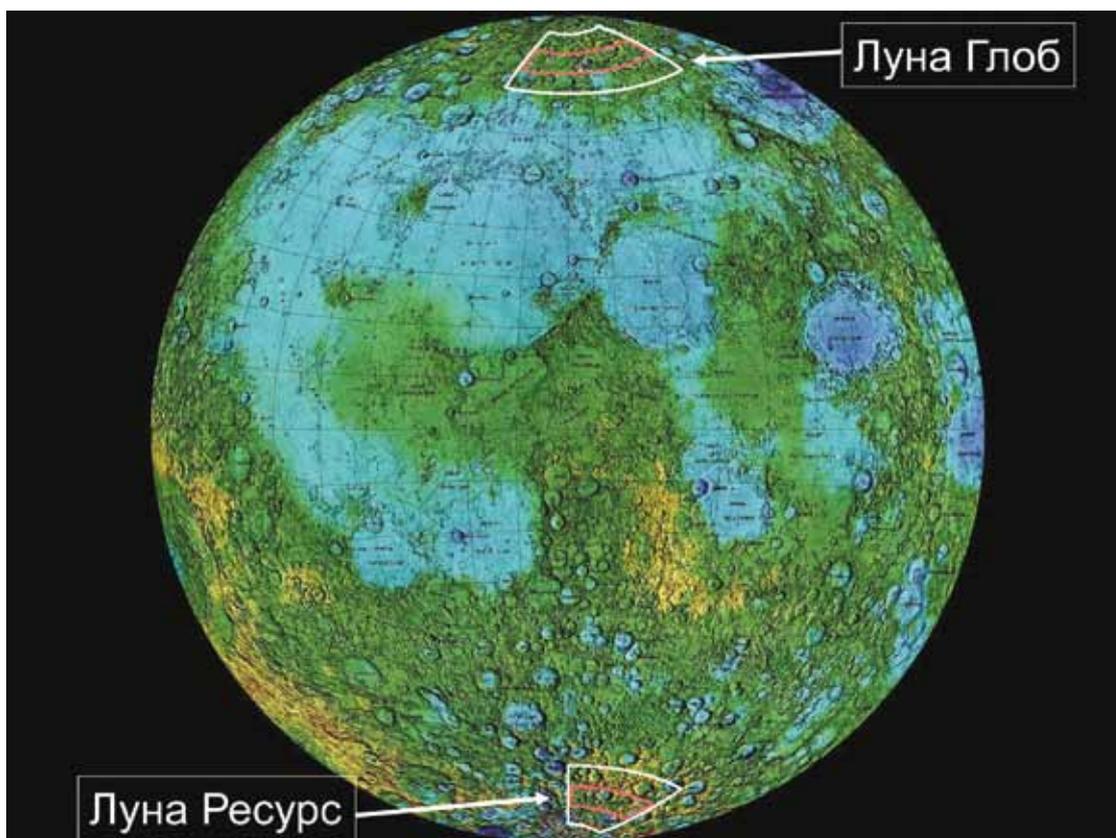
Затем последовала подготовка к миссии «Фобос-1, -2» (1988-89), в ходе которой «Фобос-1» был потерян еще на пути к системе Марса, а «Фобос-2» достиг окрестностей Фобоса и провел некоторые исследования, но затем был неожиданно потерян. Потом мы готовились к полету на Марс создаваемого НПОЛ космического

аппарата, состоявшего из орбитального блока, двух малых станций, совершающих мягкую посадку на Марс, и двух пенетраторов, совершающих полужесткую посадку. Это была миссия «Марс-96», для которой мы выбирали места посадки малых станций и пенетраторов, но аппарат не вышел на расчетную орбиту и разрушился при входе в атмосферу Земли через пять часов после запуска.

Последние годы шла подготовка к миссии «Фобос-Грунт». В систему Марса должен был прилететь создаваемый НПОЛ аппарат, провести некоторое время в окрестностях Фобоса на так называемой орбите наблюдения, затем совершить посадку в заранее выбранном районе поверхности Фобоса, взять образцы грунта, загрузить их в капсулу возвращаемой ракеты, которая должна взлететь с поверхности Фобоса и затем направиться к Земле. В рамках работы над этим проектом наша лаборатория разработала инженерную модель поверхности Фобоса (*Кузьмин Р.О. и др.*, 2003), данные которой учитывались при проектировании спускаемого аппарата и грунтозаборных устройств. Было несколько этапов выбора мест посадки – сначала на стороне Фобоса, обращенной к Марсу, затем на противоположной стороне (*Базилевский А.Т., Шингарева Т.В.*, 2010). Для выбора и характеристики



**рисунок 10.** Фрагмент снимка Фобоса, полученного камерой HRSC КА «Марс Экспресс» 9 января 2011 г., на котором показаны утвержденный (нижний эллипс) и предлагаемый (верхний эллипс) районы посадки. Красными цифрами показаны планируемые точки посадки в утвержденном районе, бирюзовыми – в предлагаемом районе. Снимок ESA/DLR/FU Berlin (Neukum)



**рисунок 11.** Северный и южный секторы посадки для миссий «Луна-Глоб» и «Луна-Ресурс» на гипсометрической карте видимого полушария Луны. Красные контуры – границы секторов, первоначально предложенные НПОЛ; белые – границы, расширенные по результатам обсуждения заинтересованными организациями

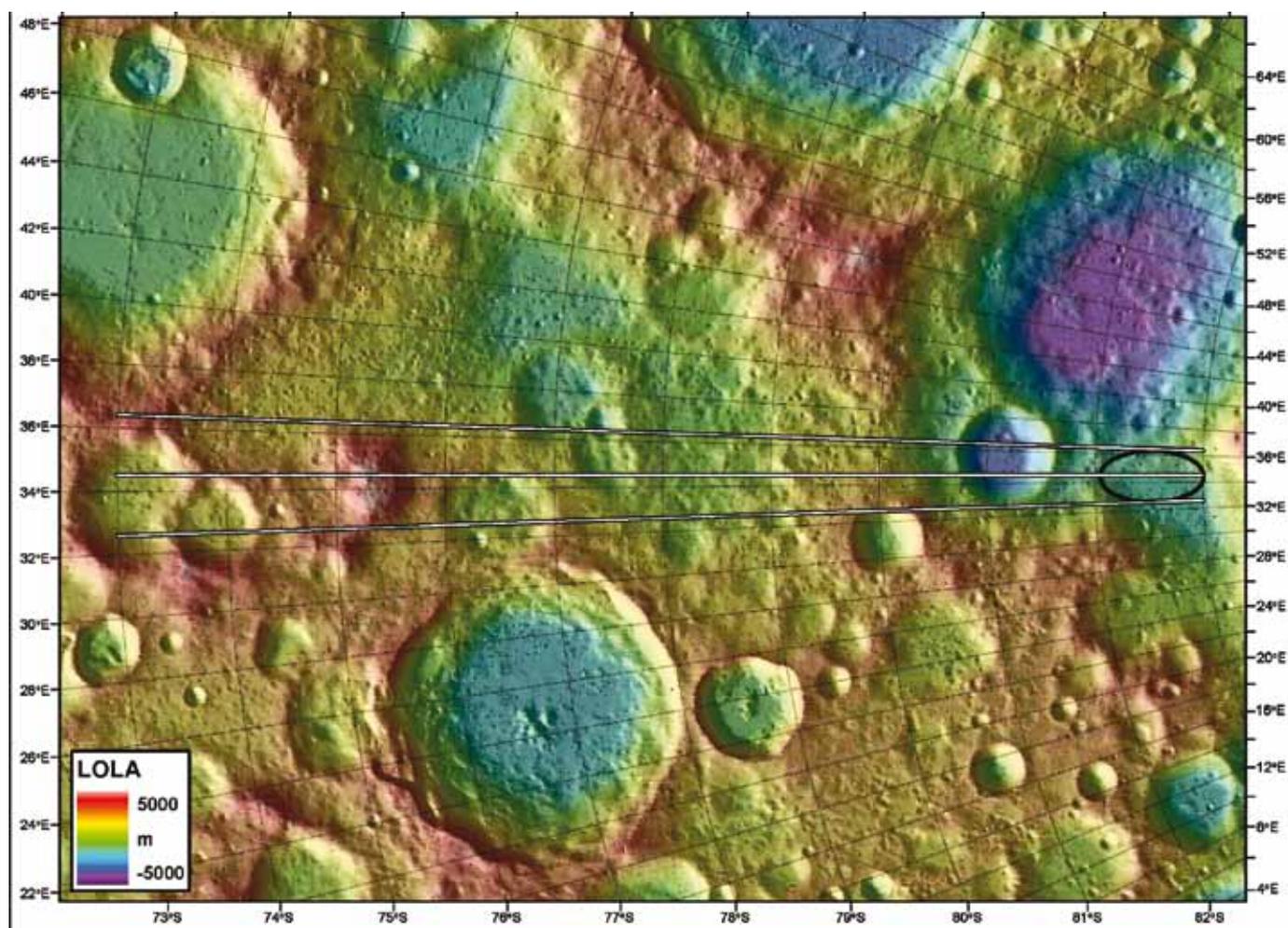
мест посадки привлекались снимки высокого разрешения, полученные немецкой стереокамерой высокого разрешения HRSC на европейском аппарате «Марс Экспресс», и создаваемые на их основе карты, любезно предоставляемые нам немецкой стороной еще до официального размещения в публичном доступе (рисунок 10).

Как известно после благополучного старта 9 ноября 2011 г. и выхода на орбиту спутника Земли не включился двигатель перелетного блока и аппарат в систему Марса не полетел. 15 января 2012 г. КА «Фобос-Грунт» вошел в плотные слои атмосферы Земли и разрушился. Миссия не состоялась.

В настоящее время мы активно работаем по выбору и характеристике мест посадки для будущих миссий «Луна-Глоб» и «Луна-Ресурс». Главные задачи этих миссий: 1) изучить состав и содержание летучих компонентов, прежде всего льда воды, в реголите полярных областей Луны, процессы их переноса и накопления, возможные источники и 2) изучить лунную экзосферу в полярных областях Луны, включая пыль и нейтральные частицы, взаимодействие солнечного ветра с поверхностью (*Zelenyi L.M. et al., 2010*). Для решения этих задач в каждой миссии пла-

нируется посадить на поверхность Луны спускаемый аппарат. Секторы посадки, определяемые баллистическими ограничениями, радиовидимостью посадочных аппаратов с Земли и определенными по данным нейтронной съемки областями повышенных содержаний водорода, показаны на рисунке 11.

В пределах этих секторов посадки ГЕОХИ РАН выбирает места, наиболее благоприятные для посадки в отношении опасных неровностей рельефа. ИКИ РАН по данным созданного в этой организации нейтронного спектрометра LEND, который ведет съемку на борту американского КА Lunar Reconnaissance Orbiter, строит детальные карты нейтронного потока с поверхности Луны (низкий нейтронный поток – индикатор повышенных содержаний водорода), а Государственный астрономический институт им. П.К. Штернберга (ГАИШ) МГУ анализирует условия радиовидимости с Земли потенциальных районов посадки. Эта работа координируется ИКИ РАН, и в результате выбираются места посадки с относительно ровным рельефом поверхности на участках, обогащенных водородом (по-видимому, примесью льда воды в реголите) и радиовидимых с Земли.



**рисунок 12.** Карта высот, построенная в Университете Брауна по данным лазерного высотомера LOLA, для трассы подхода к одному из потенциальных мест посадки (см. эллипс справа) в южном секторе посадки. (Для масштаба: один градус по широте на Луне соответствует расстоянию 30 км)

В ходе этой работы мы активно контактируем с подразделением НПОЛ, разрабатывающим космические аппараты для миссий «Луна-Глоб» и «Луна-Ресурс» (руководитель В.П. Долгополов), что позволяет ускорить обмен информацией и решение вопросов, в том числе инженерных. Так, наше постоянное информирование НПОЛ о характеристиках рельефа на трассах подхода к районам посадки для этих миссий, где перепады высот гораздо большие, чем на трассах подхода к местам посадки отечественных «Лун» и «Луноходов» (рисунок 12), привело к тому, что разработчики отказались от работавшего ранее на трассах подхода радиовысотомера. За счет сэкономленной таким образом массы они увеличили массу горючего для двигателя торможения, что компенсирует некоторую потерю точности выведения аппарата во высоте.

Итоги нашего долголетнего сотрудничества с НПО им. С.А. Лавочкина можно назвать плодотворными. До конца 1980-х мы работали в основном с данными о Луне, Марсе и Венере,

полученными космическими аппаратами, созданными НПОЛ, а потом успешно использовали накопленное умение, работая с данными зарубежных миссий. Мы поддерживали работу НПОЛ, создавая инженерные модели рельефа поверхности и свойств грунта ряда небесных тел, выбирая и характеризуя места посадки их спускаемых аппаратов. Надеемся, что это сотрудничество продолжится на благо развития нашей страны.

Благодарю А.А. Гурштейна, бывшего коллегу по лаборатории сравнительной планетологии за сделанные дополнения к первоначальному тексту статьи.

### список литературы

*Базилевский А.Т.* Возраст малых лунных кратеров // Изв. АН СССР, 1974. Сер. геол. № 8.

*Базилевский А.Т., Гребенник Н.Н.* Морфология ударных кратеров на Луне и планетах // Космогенные структуры Земли: сборник. М.: Наука, 1980. С. 13-17.

Базилевский А.Т., Гребенник Н.Н., Громов В.В., Дмитриев А.Д. и др. Зависимость физико-механических свойств лунного грунта от особенностей рельефа и процессов в районе работ «Лунохода-2» // Космические исследования, 1984. Т. XXII, вып. 2. С. 243-251.

Базилевский А.Т., Иванов Б.А., Флоренский К.П., Яковлев О.И. и др. Ударные кратеры на Луне и планетах. М.: Наука, 1983. 200 с.

Базилевский А.Т., Фельдман В.И. К геохимии импакти-тов кратеров Янисъярви, Кара и Эльгыгытгын // Геохимия, 1983. № 8. С. 1092-1107.

Базилевский А.Т., Флоренский К.П., Яковлев О.И., Иванов А.В. и др. О преобразовании планетного вещества в высокоскоростном ударном процессе // Геохимия, 1982. № 7. С. 946-960.

Базилевский А.Т., Григорьев Е.И., Ермаков С.Н., Карягин В.П. и др. Проектирование спускаемых автоматических космических аппаратов. Опыт разработки диалоговых процедур / Под ред. член-корр. АН СССР В.М. Ковтуненко. М.: Машиностроение, 1985. 264 с.

Базилевский А.Т., Шингарева Т.В. Выбор и характеристика мест посадки КА Фобос-Грунт // Астроном. вестник, 2010. Т. 44, №1. С. 1-7.

Барсуков В.Л., Базилевский А.Т., Кузьмин Р.О., Пронин А.А. и др. Геология Венеры по результатам анализа радиолокационных изображений, полученных АМС «Венера-15» и «Венера-16» (предварительные данные) // Геохимия, 1984. № 12. С. 1811-1820.

Барсуков В.Л., Суханов А.Л., Аким Э.Л., Александров Ю.Н. и др. Геолого-морфологическая характеристика северного полушария Венеры // Геотектоника, 1986. № 4. С. 4-25.

Виноградов А.П., Флоренский К.П., Базилевский А.Т., Селиванов А.С. Первые панорамы поверхности Венеры (предварительный анализ изображений) // Доклады АН СССР, 1976. Т. 228, № 3. С. 570-572.

Крупкин С.И. Георгий Николаевич Бабакин (Фрагменты жизни) // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина, 2009. № 1. С. 30-39.

Кузьмин Р.О. Криолитосфера Марса. М.: Наука, 1983. 142 с.

Кузьмин Р.О., Шингарева Т.В., Забалуева Е.В. Инженерная модель поверхности Фобоса // Астроном. вестник, 2003. Т. 37, № 4. С. 292-309.

Флоренский К.П., Базилевский А.Т., Гуриштейн А.А., Зезин Р.Б. и др. К проблеме строения поверхности лунных морей // Современные представления о Луне. М.: Наука, 1972. С. 21-45.

Флоренский К.П., Базилевский А.Т., Бобина Н.Н., Бурба Г.А. и др. Процессы преобразования поверхности Луны в районе Лемонье по результатам детального изучения на «Луноходе 2» // Тектоника и структурная геология. Планетология. М.: Наука, 1976. С. 281-298.

Флоренский К.П., Базилевский А.Т., Бобина Н.Н., Бурба Г.А. и др. Поверхность Марса // Поверхность Марса. М.: Наука, 1980. С. 107-149.

Флоренский К.П., Базилевский А.Т., Крючков В.П., Кузьмин Р.О. и др. Геолого-морфологический анализ панорам «Венеры-13» и «Венеры-14» // Космические исследования, 1983. Т. XX1, вып. 3. 1983. С. 340-350.

Флоренский К.П., Иванов А.В., Базилевский А.Т. Роль экзогенных факторов в формировании лунной поверхности // Космохимия Луны и планет: сборник. М.: Наука, 1975. С. 439-452.

Френкель М.Я., Забалуева Е.В. Затвердевание эффузивного расплава на Венере и Земле // Геохимия, 1983. № 9. С. 1275-1279.

Barsukov V.L., Basilevsky A.T. et al. The geology and geomorphology of the Venus surface as revealed by the radar images obtained by Venera 15 and 16 // Proc. Lunar Planet. Sci. Conf. 16th. Journ. Geophys. Res, 1986. V. 96/ N B4/ P. D378-398.

Barsukov V.L., Basilevsky A.T., Volkov V.P., Zharkov V.N. et al. Venus Geology. Geochemistry and Geophysics. Research Results from the USSR, 1992. The University of Arizona Press. 421 p.

Basilevsky A.T. On the evolution rate of small lunar craters // Proc. Lunar Sci. Conf. 7th, 1976. Pergamon Press. P. 1005-1020.

Basilevsky A. T., Head J. W., Abdrakhimov A. M. Impact crater air fall deposits on the surface of Venus: Areal distribution, estimated thickness, recognition in surface panoramas, and implications for provenance of sampled surface materials // J. Geophys. Res, 2004. V. 109. E12003. doi:10.1029/2004JE002307.

Basilevsky A.T., Pronin A.A., Ronca L.B., Kryuchkov V.P. et al. Styles of tectonic deformations on Venus: Analyses of Venera 15 and 16 data // Proc. Lunar Planet. Sci. Conf. 16th, 1986; Journ. Geophys. Res. V. 96. N B4. P. D399-411.

Florensky C.P., Basilevsky A.T., Kuzmin R.O., Chernaya I.M. Geomorphologic analysis of some martian surface images from the Mars 4 and 5 automatic stations // Icarus, 1975. V. 26. P. 219-229.

Florensky C.P., Ronca L.B., Basilevsky A.T., Burba G.A. et al. The surface of Venus as revealed by Soviet Venera 9 and 10 // Geol. Soc. Amer. Bull, 1977. V. 88, № 11. P. 1537-1545.

Florensky C.P., Basilevsky A.T., Kryuchkov V.P., Kuzmin R.O. et al. Venera 13 and Venera 14: Sedimentary rocks on Venus? // Science, 1983. V. 221, № 4605. P. 57-59.

Ivanov B.A., Basilevsky A.T., Kryuchkov V.P., Chernaya I.M. Impact craters on Venus: Analysis of Venera 15 and 16 data // Proc. Lunar Planet. Sci. Conf. 16<sup>th</sup>, 1986; Journ. Geophys. Res. V. 96. N B4. P. D413-430.

Melosh H. J. Impact Cratering // A Geologic Process, Oxford Univ. Press. New York, 1989. 245 p.

Zelenyi L.M., Khartov V., Mitrofanov I.G., Skalsky I.A. «Luna-Glob» and «Luna-Resource» missions // Moscow Solar System Symposium 1. October 11-15. 2010. abs. IMS3-3-9. URL: <http://ms2010.cosmos.ru/abstr.htm>. (дата обращения: 12.05.2012)

Статья поступила в редакцию 13.04.2012 г.

## ПРОЕКТ «СПЕКТР-УФ»

**А.А. Боярчук,**  
академик РАН\*,  
aboyar@inasan.ru;

**Б.М. Шустов,**  
член-корреспондент РАН\*,  
bshustov@inasan.ru;

**А.А. Моисеев,**  
кандидат технических наук, ФГУП «НПО им.  
С.А. Лавочкина», Россия, Московская область,  
г. Химки,  
moisheev@laspace.ru;

**М.Е. Сачков,**  
доктор физико-математических наук\*,  
msachkov@inasan.ru

*Проект «Спектр УФ» направлен на создание крупной космической обсерватории для работы в недоступном для наблюдений с земной поверхности ультрафиолетовом (УФ) участке спектра. Основной инструмент обсерватории – космический телескоп Т 170М с главным зеркалом диаметром 1.7 м – будет оснащен спектрографами высокого и низкого разрешения и камерами для построения высококачественных изображений в УФ диапазоне. По возможностям проект аналогичен, а по некоторым характеристикам – превосходит американский Космический Телескоп им. Хаббла (HST). Проект включен в Федеральную космическую программу России на период 2006 – 2015 гг. Планируемый год запуска – 2016. Проект разрабатывается НПО им. С.А. Лавочкина и ИНАСАН с кооперацией.*

*Ключевые слова: ультрафиолетовая астрономия; космические проекты; спектроскопия.*

### ВВЕДЕНИЕ

В течение последних тридцати пяти лет астрономы непрерывно имели возможность проведения наблюдений в ультрафиолетовом (УФ) диапазоне спектра. Успешная работа на орбите таких обсерваторий, как International Ultraviolet Explorer (IUE), российской обсерватории АСТРОН, спектрографов GHRS, STIS и COS, установленных на Космическом Телескопе им. Хаб-

\* Федеральное государственное учреждение науки Институт астрономии Российской академии наук, Россия, г. Москва.

## «SPEKTR-UF» PROJECT

**A.A. Boyarchuk,**  
Academician RAN\*\*,  
aboyar@inasan.ru;

**B.M. Shustov,**  
Corresponding Member RAN\*\*,  
bshustov@inasan.ru;

**A.A. Moisheev,**  
Candidate of Engineering Science, Federal  
Enterprise «Lavochkin Association», Russia,  
Moscow region, Khimki,  
moisheev@laspace.ru;

**M.E. Sachkov,**  
Doctor of Physical and Mathematical Sciences\*\*,  
msachkov@inasan.ru

*«Spektr UF» project is intended for design and development of large space observatory for operating in ultraviolet (UV) spectrum region inaccessible for survey from the Earth surface. The main observatory instrument is a space telescope T 170M with primary mirror of 1.7 m in diameter which will be equipped with spectrographs of high and low resolutions and with cameras for high-quality imaging in UV range. In respect of capabilities the project is analogous to and per some parameters exceeds American Hubble Space Telescope (HST). The project is included in the Federal Space Program of Russia for the period of 2006 – 2015. The project is planned for launch in 2016. The project is being developed by Lavochkin Association and INASAN with the cooperation on the project.*

*Key words: ultraviolet astronomy; space projects; spectroscopy.*

бла, обсерваторий FUSE и GALEX убедительно подтвердила высокую значимость наблюдений в УФ для развития современной астрофизики.

Ультрафиолетовая астрономия выделяется среди других. Прежде всего это связано с тем, что большая часть наблюдаемого вещества во Вселенной находится в состоянии, которое эффективно диагностируется методами УФ-спек-

\*\* Institute of Astronomy of the Russian Academy of Sciences, Russia, Moscow.

троскопии. УФ-обсерватории предоставляют уникальные возможности для изучения межгалактической среды, в частности поиска скрытого барионного вещества, для точного определения химического состава звезд и межзвездной среды, для исследования мощных процессов генерации энергии в аккреционных дисках вокруг звезд и черных дыр и т.д. В некоторых направлениях исследований (например, при изучении структуры областей массового звездообразования в галактиках, структуры горячих корон и газовых торов вокруг планет) построение УФ-изображений дает важнейшую информацию, которую крайне трудно или невозможно получить с помощью других технологий. Самое важное обстоятельство, выделяющее УФ-диапазон электромагнитного спектра среди всех остальных, состоит в том, что именно в нем наиболее велика плотность астрофизической информации о звездах и газе (*Shustov B. et al.*, 2009; *Shustov B. et al.*, 2011). В УФ-области находится большинство наиболее интенсивных резонансных линий атомов, ионов и молекул. Кроме того, большая часть энергии, излучаемой звездами с температурами фотосфер выше 10000 К, приходится на УФ-диапазон.

Необходимость такой космической обсерватории, как «Спектр-УФ», представляется сегодня очень острой. Программа научных наблюдений Космического телескопа им. Хаббла чрезвычайно перегружена заявками астрономов США, а представителям других стран выход на телескоп в значительной мере затруднен. Срок активного существования HST на орбите определен примерно до 2015-2017 гг. К сожалению, в планах крупнейших космических агентств нет УФ-миссий следующего поколения на период после завершения работы на орбите HST. Впервые астрономы столкнулись с проблемой доступа к УФ-диапазону. Поэтому российский проект «Спектр-УФ» получил серьезную поддержку со стороны международного сообщества и послужил основой для развития международной кооперации. Проект получил международное название «Всемирная космическая обсерватория – Ультрафиолет» (ВКО-УФ, «World Space Observatory – Ultraviolet», WSO-UV). Проект включен в Федеральную космическую программу России на период 2006 – 2015 гг. под названиями «Спектр-УФ» и «Всемирная космическая обсерватория».

Поскольку планы создания будущих космических инструментов УФ-диапазона относятся на период после 2025 г. (*Shustov B. et al.*, 2011), перспективы УФ-астрономии в мире во втором десятилетии XXI в. связываются именно с запуском космической обсерватории ВКО-УФ. Срок

запуска обсерватории ВКО-УФ определен на 2016 г. Таким образом, после завершения миссии HST проект «Спектр-УФ» (ВКО-УФ) будет единственной крупной обсерваторией для наблюдений в УФ-диапазоне.

Основные научные задачи обсерватории ВКО-УФ заключаются в спектроскопии слабых источников и построении изображений в УФ-участке спектра. При этом должны достигаться: высокое спектральное разрешение, максимальное пространственное разрешение, а для изучения слабых источников – высокая проникающая способность. Выбор параметров телескопа Т-170М (большого диаметра главного зеркала – 170 см, специальных покрытий, улучшающих отражение в УФ-диапазоне, высокоточной системы наведения и стабилизации и т.д.) обусловлен необходимостью максимального углового разрешения и максимальной эффективной площади в диапазоне 110-320 нм для обеспечения возможностей спектроскопии высокого разрешения и получения высококачественных изображений. Напомним, что эффективная площадь зависит от длины волны и определяется как произведение геометрической площади собирающей поверхности на коэффициент пропускания оптического тракта на данной длине волны. Для решения поставленных задач создаются уникальные научные приборы, предназначенные для:

- проведения спектральных наблюдений точечных объектов в диапазоне 110-320 нм с высоким разрешением (разрешающая сила  $R > 50000$ ). Спектрографы (каналы) высокого разрешения по своей чувствительности примерно в 10 раз превосходят спектрограф STIS Космического телескопа им. Хаббла;
- проведения спектральных наблюдений низкого разрешения (разрешающая сила  $R \sim 1000$ ). Спектрограф (канал) с высокой щелью также будет работать в диапазоне 110-320 нм. Он предназначен для наблюдения протяженных и самых далеких объектов Вселенной;
- построения прямых изображений высокого пространственного разрешения (0.036 угл. сек.) в области ближнего ультрафиолета (180-320 нм) с полем зрения  $70 \times 75$  угл. сек.
- построения прямых изображений в области далекого ультрафиолета (110-180 нм) с угловым разрешением 0.036 угл. сек. в поле зрения  $70 \times 75$  угл. сек.

ВКО-УФ будет работать как многоцелевая космическая обсерватория по следующим программам: базовая программа, национальные программы стран-участниц проекта и программа, открытая для всего международного астрономического сообщества.

## 1. Состав миссии и общие сведения

### 1.1. Краткие сведения о космическом комплексе «Спектр-УФ»

Космический комплекс (КК) «Спектр-УФ» предназначен для:

- подготовки, выведения на рабочую орбиту и управлением полётом космической международной астрофизической обсерватории;
- тестирования систем и аппаратуры КНА и КА в целом, и его подготовки к штатной эксплуатации на рабочей орбите;
- проведения исследований космического пространства в ультрафиолетовом и оптическом диапазонах излучения с высоким угловым разрешением;
- сбора и накопления полученной научной информации.

Головной организацией по космическому комплексу «Спектр-УФ» является ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина».

### 1.2. Состав и структурная схема космического комплекса проекта «Спектр-УФ»

КК «Спектр-УФ» включает:

- ракету космического назначения (РКН) «Зенит-2СБ/ФСБ»;
- наземный сегмент «Спектр-УФ»;
- технический комплекс (ТК) космодрома;
- стартовый комплекс (СК) космодрома;
- комплекс средств измерений, сбора и обработки информации на участке выведения;
- заправочную станцию.

РКН «Зенит-2СБ/ФСБ» включает в свой состав космическую головную часть (КГЧ)



рисунок 1. Космический аппарат «Спектр-УФ»

таблица 1 – Основные оптические параметры телескопа Т-170М

тип оптической системы	схема Ричи-Кретьена
диаметр апертуры D	1700 мм
относительное фокусное расстояние телескопа $N=F/D$	10.0
относительное фокусное расстояние главного зеркала $N1=f1/D$	2.30
вынос фокальной поверхности за вершину главного зеркала	650.0 мм
световой диаметр вторичного зеркала	399.064 мм
расстояние между вершинами главного и вторичного зеркал	3057.317 мм
угловой диаметр поля зрения	$0.50^\circ$ (200 мм)
доступный спектральный диапазон	110 – 700 нм

«Спектр-УФ», в которую входит космический аппарат «Спектр-УФ», разгонный блок «Фрегат-СБ», головной обтекатель и переходный отсек.

Комплекс научной аппаратуры (КНА), входящий в состав космического аппарата «Спектр-УФ» состоит из:

- телескопа Т-170М;
- комплекса основных научных приборов (КОНП);
- научной аппаратуры «Конус-УФ» (НА «Конус-УФ»).

### 1.3. Телескоп Т-170М

Т-170М – прецизионный крупногабаритный телескоп, построенный на отражательной оптике с фокусным расстоянием 17 м с главным зеркалом диаметром 1.7 м. Телескоп и весь КА «Спектр-УФ» показаны на рисунке 1.

Оптическая система телескопа формирует изображения астрономических объектов в фокальной поверхности с полем зрения 30 угл. мин. Телескоп Т-170М построен по схеме Ричи-Кретьена. После отражения от главного и вторичного зеркал принимаемое излучение проходит через отверстие в главном зеркале и попадает в зону инструментального отсека телескопа. В инструментальном отсеке расположены как основные научные приборы – блок спектрографов и блок камер поля, служащие для решения научных задач проекта, так и вспомогательные – система датчиков гида (СДГ), предназначенная для решения задач управления и контроля, т.е. наведения и стабилизации телескопа на выбранный объект. СДГ может быть также использована и для решения некото-

рых научных задач. Оптические параметры телескопа Т-170М приведены в таблице 1.

Одной из важных задач, которая решалась в процессе создания телескопа – обеспечение прецизионности конструкции на всех этапах эксплуатации. Опираясь на опыт, приобретенный при создании КА «Астрон» (*Астрофизические исследования на космической станции «Астрон»*, 1994), который был выведен на орбиту ИСЗ 23 марта 1983 г., используя современные технологии и материалы, специалисты НПО им. С.А. Лавочкина внедрили конструктивно-технологические решения, позволяющие обеспечить необходимую размеростабильность при заданных внешних воздействиях. Для обеспечения требуемых параметров оптической схемы и необходимого качества оптических элементов телескопа и научной аппаратуры производственная и испытательная базы НПО им. С.А. Лавочкина и предприятий кооперации дооснащаются уникальными стендами и оборудованием.

Необходимая точность наведения на исследуемый астрофизический объект и удержание выбранного объекта во время проведения наблюдений обеспечивается системой гидирования. Датчики гида представляют собой три идентичные камеры поля, работающие в видимом участке спектра. Детекторами для этих камер служат ПЗС-матрицы. Поскольку наиболее жесткие требования по точности наведения предъявляются при наблюдениях с помощью блока спектрометров ( $3\sigma < 0,1$  угл. сек.), конструкция датчиков гида разрабатывается с учетом минимизации углового расстояния в поле зрения телескопа между полями зрения датчиков гида и входными щелями блоков спектрометров. Обеспечение минимальных пространственных размеров между щелями спектрометров и детекторами

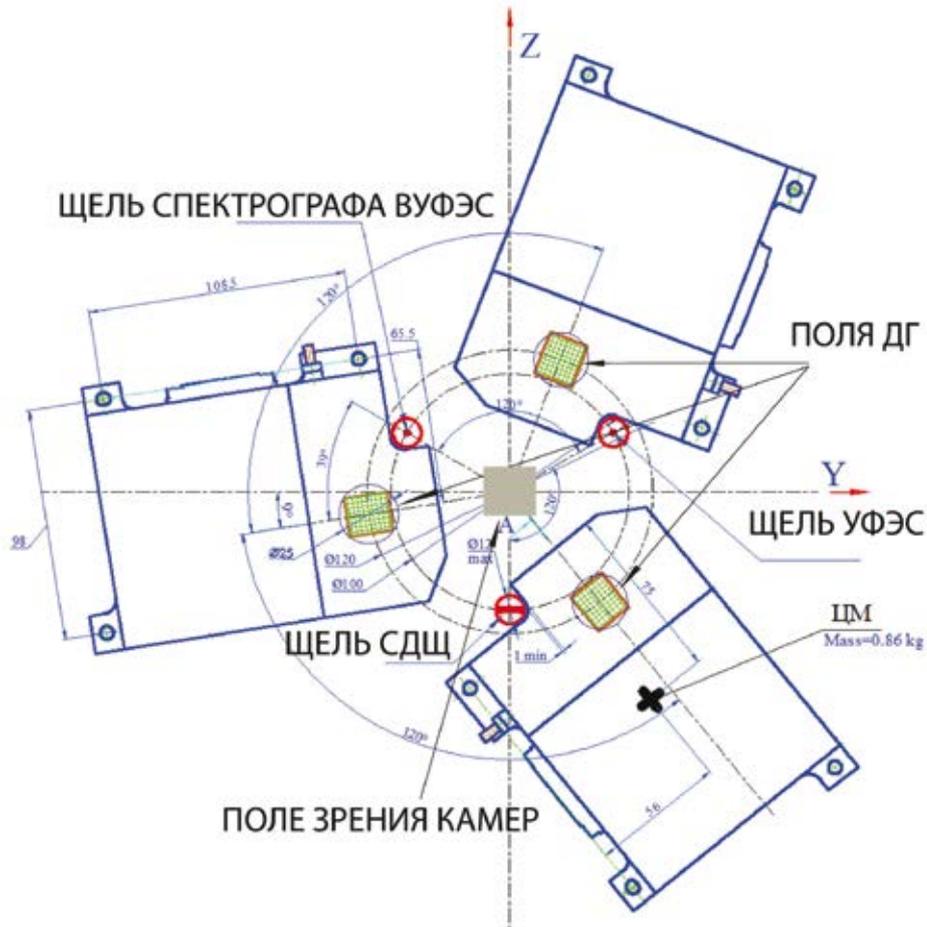


рисунок 2. Компоновка фокального узла

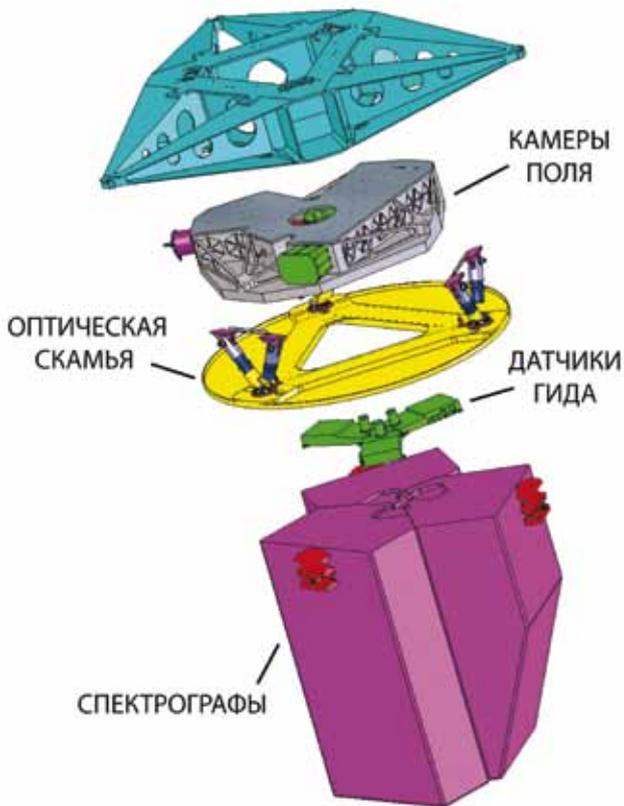


рисунок 3. Инструментальный отсек телескопа Т-170М

датчиков гида позволяет гарантировать необходимую точность наведения выбранного объекта на щели спектрометров и стабильность их взаимного расположения в процессе эксплуатации телескопа на орбите. Щели трех спектрометров равномерно расположены на окружности диаметром 20 угл. мин. в поле зрения телескопа.

На рисунке 2 показано расположение на фокальной поверхности полей зрения инструментов.

В инструментальном отсеке (рисунок 3) оптическая скамья, используемая в качестве опорной плоскости для всех научных бортовых приборов, прецизионно устанавливается с обеспечением необходимой геометрической стабильности по отношению к узлу главного зеркала с помощью трех опор. Блок камер поля (БКП) устанавливается на верхнее основание оптической скамьи, в пространство между узлом главного зеркала и самой оптической скамьей, в то же время блок спектрографов закрепляется на обратной стороне оптической скамьи. Система датчиков гида (СДГ), использующая три чувствительных поверхности детекторов излучения, расположенных непосредственно в фокальной плоскости вблизи входных щелей спектрографов. Телескоп Т-170М создается в НПО им. С.А. Лавочкина в кооперации с Институтом астрономии РАН,

ИКИ РАН, ОАО «ЛЗЭС», ОАО «Воткинский завод», ФГУП «НИИ НПО «Луч».

#### 1.4. Комплекс научной аппаратуры

Блок спектрографов (БС) проекта «Спектр-УФ» представляет собой фактически три независимых спектрографа (канала), находящиеся в одном корпусе: два эшелюных спектрографа – Вакуумный ультрафиолетовый эшелюный спектрограф (ВУФЭС) для работы в спектральном диапазоне 110-176 нм, и Ультрафиолетовый эшелюный спектрограф (УФЭС) для работы в спектральном диапазоне 174-310 нм, а также спектрограф с длинной щелью (СДЩ) для получения спектров низкого разрешения (1000) точечных и протяженных объектов в диапазоне длин волн 110-310 нм. Конечно, эти три оптические системы не используются одновременно. Фундаментальная концепция эшелюных спектрографов была выработана на основе опыта разработки спектрографов в нашей стране и опыта проектирования и эксплуатации спектрографа ORFEUS (Orbiting and Retrievable Far and Extreme Ultraviolet Spectrometer) миссий ASTRO-SPAS, который успешно работал в 1993 и 1996 гг. (Barnstedt J. et al., 1999). Преемственность главным образом касается размещения оптических элементов, технологии приемников на основе микроканальных пластин (МКП) для ВУФЭС, разработанной в Институте астрономии Тюбингенского университета (Германия), и соответствующей концепции обработки данных. Каждый из спектрографов имеет свою собственную входную щель, находящуюся в фокальной плоскости телескопа T-170M на круге диаметром 100 мм (рисунок 2). На этом же круге расположена и щель спектрографа СДЩ.

Изначально планировалось, что блок спектрографов в проект поставит Германия, однако из-за финансовых трудностей и неудачного планирования своей космической программы Германия была вынуждена отказаться от участия в этом международном проекте на правах партнера (к большому сожалению немецких астрономов). С

2011 года работы по блоку спектрографов взяла на себя Россия. Головной организацией по разработке БС определен ФГУП РФЯЦ-ВНИИЭФ (г. Саров).

Главными характеристиками спектрографов являются разрешающая сила, и проникающая способность, т.е. предельная монохроматическая звездная величина, для которой может быть получен достаточно качественный спектр. При отношении сигнал/шум=10 за 10 часов наблюдения для УФЭС и ВУФЭС предельными величинами соответственно являются значения 18 и 16. Спектральное разрешение эшелюных спектрографов приблизительно соответствует среднему спектральному разрешению спектрографа STIS, и значительно выше максимального разрешения спектрографа COS, установленных на HST. Канал ВУФЭС имеет примерно в четыре раза меньшую эффективную площадь, чем COS, в то время как канал УФЭС в два раза превосходит COS по этому параметру; оба канала превосходят STIS по эффективной площади на всех длинах волн. Основные характеристики каналов УФЭС и ВУФЭС представлены в таблице 2, а канала СДЩ в таблице 3.

Дизайн спектрографов ВКО-УФ обусловлен следующими требованиями:

- высокая оптическая передача: т.е. оптическая система должна состоять из небольшого числа оптических элементов в целях достижения высокой оптической эффективности. Для уменьшения потерь применяется зеркальная оптика и оптимизированное по длине волны многослойное покрытие с диэлектрическими слоями Al+MgF<sub>2</sub>;
- устойчивость к излучению: оптическая система должна выдержать радиационную обстановку на геосинхронной орбите, следовательно, применяются нечувствительные к радиации покрытия;
- высокая геометрическая стабильность корпуса: оптическая система инструментов чувствительна к деформации корпуса, поэтому должны быть применены специальные меры по обеспе-

**таблица 2** – Основные характеристики каналов УФЭС и ВУФЭС

параметр	значение
спектральный диапазон УФЭС ВУФЭС	174-310 нм 110-176 нм
разрешающая сила	>50000

**таблица 3** – Основные характеристики спектрографа СДЩ

параметр	значение
спектральный диапазон	110-320 нм
ширина щели	1 угл. сек.=82 мкм
длина щели СДЩ	75 угл. сек.=6.24 мм
разрешающая сила	1000-2500
пространственное разрешение	0.5-1 угл. сек.

- чению размеростабильности конструкции;
- рабочий диапазон температур: прибор работает от 15°C и 25°C. В рамках этого диапазона производительность спектрографа не должна существенно ухудшаться;
- низкая масса: оптико-механическая конструкция приборов должна быть легкой в целях удовлетворения ограничения на массу БС (<184 кг).

На этапе эскизного проектирования рассматривался вариант изготовления корпуса блока спектрографов из перспективного материала на основе карбида кремния – CeSiC, полностью удовлетворяющего перечисленным требованиям (*Reutlinger A. et al., 2011*). По заказу ИНАСАН немецкой компанией Кайзер-Треде был изготовлен натурный габаритно-массовый макет – тепловой эквивалент и проведены соответствующие испытания. Однако технология крупногабаритных изделий из этого многообещающего материала оказалась далека от завершения, и в целях соблюдения генерального графика работ по проекту «Спектр-УФ» было принято решение отказаться от материала CeSiC и применить новый подход: использовать корпус из титановых трубчатых элементов, содержащих систему обеспечения теплового режима, разрабатываемых в НПО им. С.А. Лавочкина.

Важным инструментом обсерватории ВКО-УФ является блок камер поля (БКП), предназначенный для получения прямых изображений участков неба в УФ-диапазоне. БКП проектируется, изготавливается и поставляется в проект полностью за счет испанской стороны (*Gómez de Castro A.I. et al., 2011*). Разработка блока камер поля ведется в соответствии с подписанными соглашениями: «Соглашение между Федеральным космическим агентством и Центром развития промышленных технологий Испании о сотрудничестве в области астрофизических исследований в ультрафиолетовом диапазоне по проекту «Всемирная космическая обсерватория – Ультрафиолет» (подписано 19.03.2007) и «Соглашением между Секретариатом по Промышленности (Испания) и Федеральным космическим агентством (Россия) о разработке блока камер поля для проекта «Всемирная космическая обсерватория – Ультрафиолет» (подписано 23.12.2009).

В мае 2012 года закончены работы по фазе В (эскизное проектирование) Блока камер поля.

Головная научная организация по разработке проекта БКП – Университет Комплутенсе Мадрида, а головная промышленная организация по созданию блока камер поля – компания SENER.

Базовая конфигурация БКП включает в себя два основных канала: канал дальнего УФ и канал ближнего УФ, способных работать как в режиме получения изображений так и в режиме бесщелевой спектроскопии. Основные характеристики БКП приведены в таблице 4. Оба канала содержат набор спектральных фильтров, которые размещены на серии колес фильтров вдоль оптического пути. В режиме бесщелевой спектроскопии в системе используется диспергирующий элемент – решетка.

Головной организацией по созданию комплекса научной аппаратуры проекта «Спектр-УФ» является Институт астрономии РАН. Формирование требований к параметрам научных приборов, определение приоритетных научных заданий проекта ИНАСАН реализует в рамках Международного научного комитета.

### 1.5. Научная аппаратура «Конус-УФ»

Научная аппаратура «Конус-УФ» (НА «Конус-УФ») предназначена для исследования космических гамма-всплесков и активности мягких гамма-репитеров в энергетическом диапазоне от 10 кэВ до 10 МэВ. Управление работой НА «Конус-УФ» и трансляция в бортовой радиокomплекс научной информации обеспечивает БУСК. Разработчик НА «Конус-УФ» – ФТИ им. А.Ф. Иоффе.

### 1.6. Управление работой КНА

Каждый из фокальных научных приборов имеет свой блок питания и блок обработки данных в служебном отсеке, расположенном на внешней стороне инструментального отсека. Управление работой всей системы научных приборов и обработкой научных данных на борту осуществляется бортовым компьютером – блоком управления научными данными (БУНД). Управление служебными системами осуществляется блоком управления служебным комплексом (БУСК). Предусмотрена также возможность управления научными приборами с

таблица 4 – Основные характеристики БКП

канал	диапазон (нм)	разрешение (угл. сек.)	поле зрения (угл. сек.)
FUV	115-175	0.1	70x75
NUV	185-320	0.1	70x75

помощью БУСК.

БУНД решает следующие задачи:

- получение управляющих кодовых слов и функциональных импульсных команд для КНА от БКУ служебного модуля КА;
- управление режимами работы научных приборов по заложенной циклограмме или в режиме ретрансляции команд;
- формирование функциональных импульсных команд для управления научными приборами;
- получение от научных приборов наблюдательных данных и передачу их либо в ПНД для хранения, либо в БРК (бортовой радиокomплекс) служебного модуля КА, либо в оба адреса одновременно;
- получение от научных приборов ТМ-информации об их параметрах и текущем состоянии, и передачу ее либо в память научных данных (ПНД) для хранения, либо в БРК служебного модуля КА, либо в оба адреса одновременно;
- извлечение из ПНД накопленных ТМ-пакетов и передачу их в БРК служебного модуля КА во время сеансов связи с Землей;
- формирование и выдачу информации оперативного контроля (ИОК) в виде сигналов контактных датчиков состояния БУНД в телеметрическую систему (ТМС) служебного модуля КА.

Основное назначение БУСК – управление, сбор, обработка и временное хранение информации от служебных систем телескопа Т-170М и КНА и передачу ее в бортовой радиокomплекс КА «Спектр-УФ». С целью повышения надежности по управлению научными приборами (включение/отключение прибора), информационного обмена (передачи в прибор управляющих кодовых слов, приема из прибора научной и технологической информации), а также по хранению научной и технологической информации с последующей передачей ее в БРК КА дополнительно эти задачи возлагаются на БУСК.

БУНД и БУСК связаны с бортовым комплексом управления (БКУ) КА интерфейсом типа MIL-STD-1553, с помощью которого осуществляется информационный обмен между БКУ КА и БУНД, БУСК. В качестве контролера на этом интерфейсе выступает БКУ КА, а БУНД, БУСК являются абонентами. Управление режимами работы приборов, систем и агрегатов КНА осуществляется путем выдачи команд, согласно циклограмме, которая загружается заранее от БКУ КА и хранится в оперативном (ОЗУ) и постоянном (ПЗУ) запоминающих устройствах БУСК или БУНД.

В научных приборах может осуществляться предварительная обработка научной информации (НИ). В зависимости от информативности

**таблица 5** – Основные технические характеристики КА «Спектр-УФ»

параметр	значение
время активного существования	> 5 лет
масса аппарата	2900 кг
масса полезной нагрузки	1600 кг
электрическая мощность для полезной нагрузки	750 Вт
скорость передачи данных	2 Мбит с <sup>-1</sup>
точность наведения и стабилизации с использованием данных СДГ	0.1 угл. сек. (3 $\sigma$ )



**рисунок 4.** КА «Спектр-Р»

НИ (например – плотности изображения звездного неба в кадре) степень сжатия может достигать 150. Поступающая в БУНД или БУСК информация, преобразуется, после чего поступает в память научных данных (ПНД) БУНД. Во время сеансов связи с Землей научная и телеметрическая информация КНА, хранящаяся в БУНД или БУСК передается в БРК КА. Разработчиком системы управления КНА является ИКИ РАН.

## 1.7. Служебный модуль КА

Служебный модуль КА «Спектр-УФ» базируется на платформе «Навигатор», созданной в НПО им. С.А. Лавочкина. Это унифицированная платформа, разработанная для использования в нескольких космических миссиях. Два первых запуска аппаратов с платформой «Навигатор» успешно проведены в 2011 году в составе проектов «Спектр-УФ» и «Электро» (рисунок 4). Основные характеристики платформы «Навигатор» представлены в таблице 5.

## 2. Выбор орбиты для проекта ВКО-УФ

Обсерватория ВКО-УФ будет работать на геосинхронной орбите с наклоном  $51^{\circ}4$ . Влияние тени Земли на работу аппарата будет минимальным и орбитальный период – 1 сутки – позволит исследовать движущиеся объекты и быстро перестраивать программу наблюдений для наведения на важные непредсказуемые объекты (например, вспышки сверхновых). Выбор геосинхронной орбиты был сделан исходя из следующих критериев:

- минимизация нахождения аппарата в радиационных поясах Земли;
- возможности ракеты-носителя;
- обеспечение зон длительной видимости объектов;
- минимальное время нахождения в тени Земли;
- стабильность орбиты;
- доступное техническое оборудование космического и наземного сегментов для радиосвя-

зи, обеспечивающее скорость передачи научных данных не менее 2 Мбод.

На рисунке 5 показана проекция орбиты ВКО-УФ на Землю (вариант). Окончательное положение орбиты будет выбрано, исходя из наличия наземных станций слежения и аппаратуры приема данных.

## 3. Наземный сегмент

Наземный сегмент проекта «Спектр-УФ» включает в себя всю инфраструктуру и оборудование для подготовки и эксплуатации миссии, т.е. управление и контроль космического аппарата, а также прием, обработку и хранение научных данных. Наземный сегмент разрабатывается Россией и Испанией совместно.

Наземный сегмент состоит из наземного сегмента управления (НСУ) и наземного научного комплекса (ННК).

НСУ включает в свой состав:

- Российский Центр управления полетом, обеспечивающий управление космическим аппаратом в режиме реального времени;
- Зарубежный Центр управления полетом, располагающийся на территории Университета Комплутенсе (Мадрид, Испания);
- систему динамики полета (СДП), ответственную за определение орбиты и положение космического аппарата; СДП также определяет оптимальную орбиту и управляющие маневры для достижения максимизации полезного времени научных наблюдений, учитывая ограничения на орбиту космического аппарата, такие,



рисунок 5. Трасса подспутниковой точки на поверхности Земли

- как уклонение от попадания ярких небесных тел в поле зрения телескопа;
- российскую станцию слежения;
- испанскую станцию слежения.

ННК, предназначенный для обеспечения конечных пользователей результатами наблюдений и дополнительной информацией, необходимой для их использования включает, в свой состав:

- центр обработки научной информации (ЦОНИ) для оперативного планирования и обработки данных (территориально совмещен с ЦУП);
- Российский региональный ЦОНИ для перспективного планирования программы наблюдений и окончательной обработки данных (располагается на территории ИНАСАН);
- Зарубежный региональный ЦОНИ располагающийся на территории Университета Комплютенсе (Мадрид, Испания);
- аппаратуру приема данных, представляющую собой станции с приемными антеннами для обеспечения непрерывной 24 часа в сутки передачи данных (предположительно в северном и южном полушарии). Наземный сегмент разрабатывается на принципах повторного использования существующих систем и модульного построения комплекса. Система обработки наблюдательных данных может быть распределена по нескольким научным центрам (Lozano J.M. et al., 2010).

#### 4. Основные научные задачи проекта ВКО-УФ и структура научной программы наблюдений

Общее наблюдательное время распределяется между тремя видами научных программ (Malkov O. et al., 2011):

- базовая программа проекта (core program);
- национальные программы стран-участниц проекта;
- открытая программа для международного сообщества (open program).

Базовая программа формируется научным комитетом проекта, в который входят исследователи из стран-участниц и внешние специалисты по УФ-исследованиям. Программа предполагается к выполнению в течение первых двух лет работы обсерватории. Основные направления исследований в рамках базовой программы следующие (Gómez de Castro A.I. et al., 2009):

- физика ранней Вселенной (реионизация, поиск барионного вещества);
- звездообразование, химическая эволюция галактик;
- аккреционные процессы в астрофизике;
- физика звездных атмосфер, потеря массы, хро-

мосферная активность;

- физика и химия планетных атмосфер и комет.

Национальные программы стран-участниц проекта будут формироваться национальными научными комитетами. Время в рамках этих программ распределяется пропорционально вкладу этих стран в проект. Кроме того, предполагается, что значительная доля общего наблюдательного времени (до 40 процентов) будет доступна для высокопрофессиональных заявок международного астрономического сообщества на основе открытого конкурса.

Текущая информация по проекту публикуется на официальном web-сайте по адресу: <http://wso.inasan.ru>.

#### список литературы

*Астрофизические исследования на космической станции «Астрон»* / Под ред. А. Боярчука. М.: Физматлит, 1994. 416 с.

Barnstedt J., Kappelmann N., Appenzeller I., Fromm A. et al. The ORFEUS II Echelle Spectrometer: Instrument description, performance and data reduction // *Astronomy and Astrophysics Supplement*, 1999. Vol. 134. P. 561-567.

Gómez de Castro A.I., Pagano I., Sachkov M., Lecavelier des Etangs A. et al. Science with the World Space Observatory – Ultraviolet // *In New Quests in Stellar Astrophysics. II. Ultraviolet Properties of Evolved Stellar Populations, Proceedings of the International Conference held in Puerto Vallarta, Mexico, April 16-20, 2007* / Eds. M. Chavez, E. Bertone, D. Rosa-Gonzalez, and L.H. Rodriguez-Merino // Springer, 2009. P. 319-327.

Gómez de Castro A.I., Maíz Apellániz J., Rodriguez P., Gómez M. et al. The imaging and slitless spectroscopy instrument for surveys (ISSIS) for the world space observatory-ultraviolet (WSO-UV) // *Astrophysics and Space Science*, 2011. 335. P. 283-289.

Lozano J.M., Molina Cobos M.A., Gomez de Castro A.I., Sachkov M. et al. Shared Operations within the WSO-UV Observatory // *Space Optics*, 2010. Vol. 213993. P. 693-703.

Malkov O., Sachkov M., Shustov B., Kaigorodov P. et al. Scientific program construction principles and time allocation scheme for the World Space Observatory – Ultraviolet mission // *Astrophysics and Space Science*, 2011. 335. P. 323-327.

Reutlinger A., Sachkov M., Gál C., Brandt C. et al. Using the CeSiC material for the WSO-UV spectrographs // *Astrophysics and Space Science*, 2011. 335. P. 311-316.

Shustov B., Sachkov M., Gomez de Castro A.I., Huang M. et al. WSO-UV – ultraviolet mission for the next decade // *Astrophysics and Space Science*, 2009. 320. P. 187-190.

Shustov B., Sachkov M., Gomez de Castro A.I., Werner K. et al. World space observatory – ultraviolet among UV missions of the coming years // *Astrophysics and Space Science*, 2011. 335. P. 273-282.

Статья поступила в редакцию 26.06.2012 г.

## **В ТЕСНОМ СОДРУЖЕСТВЕ – ОТ САМОЛЕТОВ ДО КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ**

**Ю.М. Головин,**  
доктор технических наук\*,  
kerc@elnet.msk.ru;

**А.А. Гафаров,**  
кандидат технических наук\*,  
kerc@elnet.msk.ru

*Дан обзор плодотворного взаимодействия  
Исследовательского центра имени  
М.В. Келдыша с Научно-производственным  
объединением им. С.А. Лавочкина на всем  
его творческом пути создания авиационной,  
ракетной и космической техники.*

*Ключевые слова: самолет; реактивный снаряд;  
межконтинентальная крылатая ракета;  
сверхзвуковой прямоточный воздушно-  
реактивный двигатель; космический аппарат.*

НПО им. С.А. Лавочкина – уникальное отечественное предприятие, за три четверти века прошедшее путь от авиационной до ракетной, а затем и космической техники. Практически на протяжении всего этого долгого пути оба наших предприятия связывает тесное творческое сотрудничество.

Начало этому взаимодействию было положено в 1939 г., когда при проектировании первенца предприятия (в то время номерного авиазаво-

## **IN CLOSE CONCORD – FROM AIRCRAFTS TO SPACECRAFTS**

**Yu.M. Golovin,**  
Doctor of Engineering\*\*,  
kerc@elnet.msk.ru;

**A.A. Gafarov,**  
Candidate of Engineering\*\*,  
kerc@elnet.msk.ru

*It is reviewed the successful cooperation of  
Keldysh Research Centre with  
Lavochkin Scientific and  
Production Association throughout its entire  
creative way of aircraft, rocket and space  
technology development.*

*Keywords: aircraft; air-to-air missile;  
intercontinental cruise missile;  
supersonic ramjet engine;  
spacecraft.*

да) – истребителя ЛаГГ-3 – была предусмотрена установка на нем ракетных орудий для запуска 82 мм реактивных снарядов разработки НИИ-3 Наркомата боеприпасов (Резниченко С.Н., 2007). Так в тот период назывался созданный в 1933 г. Реактивный научно-исследовательский институт (РНИИ), преемником которого в настоящее время является ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша». Вооруженные реактивными снарядами истребители ЛаГГ-3 (рисунок 1) во время Великой Оте-



**рисунок 1.** Истребитель ЛаГГ-3 с реактивными снарядами РС-82 разработки НИИ-3

\* Государственный научный центр Российской Федерации – Федеральное государственное унитарное предприятие «Исследовательский центр им. М.В. Келдыша» (ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша»), Россия, Москва.

\*\* State Research Centre of the Russian Federation – Federal State Unitary Enterprise «Keldysh Research Centre», Russia, Moscow.

чественной войны успешно действовали как по воздушным, так и наземным целям.

Следующий этап сотрудничества проходил уже в составе общего для обоих предприятий Наркомата, а затем – Министерства авиационной промышленности СССР, куда наше предприятие вошло под названием НИИ-1 в феврале 1944 г. Перед институтом была поставлена задача развернуть работы по теоретическим, экспериментальным и опытно-конструкторским исследованиям различных направлений развития авиационных реактивных двигателей. В связи с этим в НИИ-1 были собраны ранее работавшие на других предприятиях группы конструкторов по реактивным двигателям, возглавляемые М.М. Бондарюком, В.П. Глушко, Л.С. Душкиным, А.М. Исаевым, А.М. Люлькой (*Исследовательский центр имени М.В. Келдыша, 2003*).

КБ М.М. Бондарюка специализировалось на прямоточных воздушно-реактивных двигателях (ПВРД). Еще в 1941-1942 гг. М.М. Бондарюк вместе с Г.А. Варшавским провели опыты с ПВРД на ЛаГГ-3, показавшие практическую работоспособность такого двигателя. В июне-сентябре 1946 г. проводились заводские испытания Ла-126 – модификации Ла-7 с поршневым двигателем и с установленными под крыльями двумя ПВРД

РД-430 конструкции М.М. Бондарюка, созданными в НИИ-1. Применение ПВРД обеспечило прирост скорости 64 км/час. С марта по август 1947 г. проводились заводские испытания Ла-138 также с двумя дополнительными ПВРД РД-430 (рисунок 2). Прирост скорости в этом случае составил около 110 км/час (*Евстафьев М.Д., 1999*). В конце 1940-х годов под руководством М.М. Бондарюка были созданы ПВРД для запускавшихся с самолета-носителя Ту-4 самолетов-мишеней Ла-17, серийное производство которых (500-600 штук в год) продолжалось почти 40 лет (*НПО им. С.А. Лавочкина, 2012*).

В 1944-1945 гг. были также созданы и испытаны экспериментальные истребители Ла-7Р и 120Р с ускорителями на основе жидкостных ракетных двигателей (ЖРД) конструкции В.П. Глушко, КБ которого в этот период входило в состав НИИ-1 (*Исследовательский центр имени М.В. Келдыша, 2003; НПО им. С.А. Лавочкина, 2012*).

Опыт применения на самолетах ОКБ С.А. Лавочкина ПВРД и ЖРД разработки НИИ-1 послужил хорошей основой для совместных работ наших предприятий в 1950-е гг. по созданию межконтинентальной крылатой ракеты (МКР) «Буря». Большую роль в постановке



**рисунок 2.** Истребитель Ла-138 с ПВРД разработки НИИ-1



**академик М.В. Келдыш – начальник и научный руководитель НИИ-1 (1946-1961)**

этой работы и ее успешном выполнении сыграл М.В. Келдыш, который был назначен начальником НИИ-1 в конце 1946 г. Результаты выполненных в НИИ-1 под его руководством научно-исследовательских, экспериментальных и опытно-конструкторских работ, в том числе по созданию летательных аппаратов со сверхзвуковыми ПВРД (СПВРД), легли в основу принятого в мае 1954 г. постановления Правительства

о создании МКР «Буря».

Главным конструктором «Бури» был назначен С.А. Лавочкин, главным конструктором ЖРД разгонной ступени – А.М. Исаев, главным конструктором СПВРД маршевой ступени – М.М. Бондарюк. Как и коллектив М.М. Бондарюка, коллектив А.М. Исаева незадолго до этого входил в состав НИИ-1.

Постановлением Правительства на НИИ-1 была возложена координация всех научно-исследовательских работ, связанных с решением проблем по созданию МКР «Буря», а М.В. Келдыш был назначен научным руководителем разработки этой ракеты. НИИ-1 внес большой вклад в создание «Бури» (рисунок 3). Особо следует отметить разработанный впервые в мировой практике под руководством М.В. Келдыша и при активной поддержке С.А. Лавочкина новый метод наземной тепловой и прочностной отработки полноразмерных ракет с СПВРД и созданную для реализации этого метода уникальную стендовую базу (*Исследовательский центр имени М.В. Келдыша, 2003*).

МКР «Буря» прошла летные испытания в 1957-1960-х гг., но на вооружение не была принята в связи с успехами в альтернативной разработке межконтинентальной баллистической ракеты Р-7 в ОКБ С.П. Королева. Вместе с тем научные и технические результаты, полученные при разработке «Бури», построенная стендовая база нашли применение при создании последующих ракет с СПВРД, а также при создании космической техники, в частности при определении тепловых режимов и испытаниях теплозащиты спускаемых космических аппаратов, созданных



**рисунок 3.** Приоритетные работы НИИ-1 по созданию МКР «Буря»

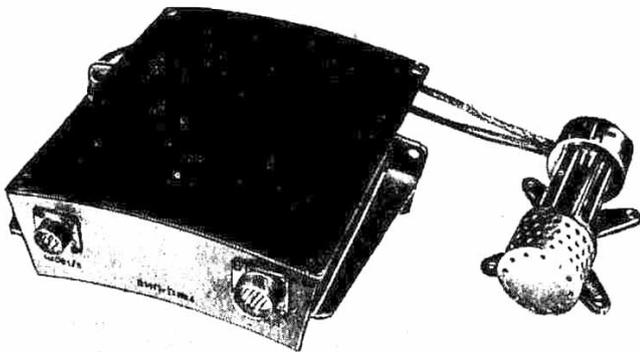


**В.С. Авдуевский – научный руководитель работ по исследованию планеты Венера**

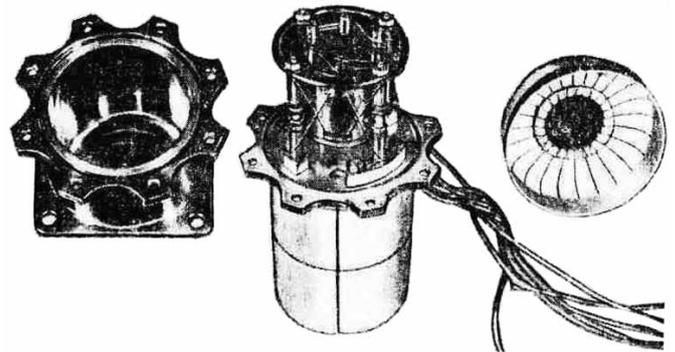
на следующем этапе деятельности НПО им. С.А. Лавочкина.

Этот этап начался в 1965 г., когда было организовано Министерство общего машиностроения, в которое вошли оба наших предприятия и в котором «лавочкинцы» стали заниматься созданием автоматических межпланетных станций (АМС) для исследования Луны, Венеры, Марса, а также созданием искусственных спутников Земли прикладного назначения. Наиболее тесным и плодотворным было сотрудничество наших предприятий в осуществлении программы исследований Венеры. Научным руководителем программы был заместитель начальника НИИТП (так назывался в тот период Центр Келдыша), будущий академик В.С. Авдуевский. При этом сотрудниками НИИТП были решены сложные проблемы обеспечения тепловых режимов, теплозащиты и разработки бортовой аппаратуры АМС «Венера» (*Исследовательский центр имени М.В. Келдыша, 2003*).

На спускаемых аппаратах (СА) АМС «Венера-4, -5, -6», созданных в НПО им. С.А. Лавочкина под руководством Г.Н. Бабакина и запущен-



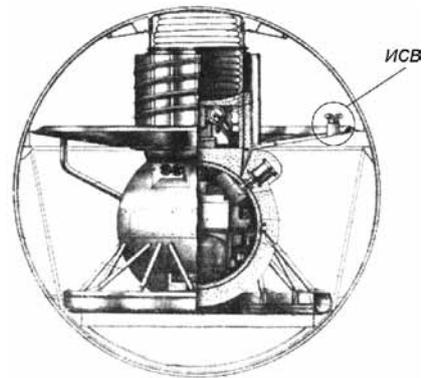
**а**



**б**



**в**



**г**

- а** – прибор ВИП для регистрации распределения плотности по высоте атмосферы планеты Венера;  
**б** – прибор ИОВ-72 для регистрации распределения освещенности по высоте атмосферы Венеры;  
**в** – фотометр ИОВ-75;  
**г** – СА АМС «Венера» с измерителем скорости ветра.

**рисунок 4.** Аппаратура для исследования планеты Венера разработки НИИТП

ных в 1967-1969 гг., были проведены измерения температуры, давления и плотности атмосферы с помощью разработанной в НИИТП аппаратуры (рисунок 4а), что стало ключевым для понимания физики атмосферы планеты, разработки первой модели атмосферы, принятия важных конструктивных решений при проектировании АМС «Венера» следующих поколений.

15 декабря 1970 г. СА АМС «Венера-7» впервые в мире совершил мягкую посадку на поверхность Венеры.

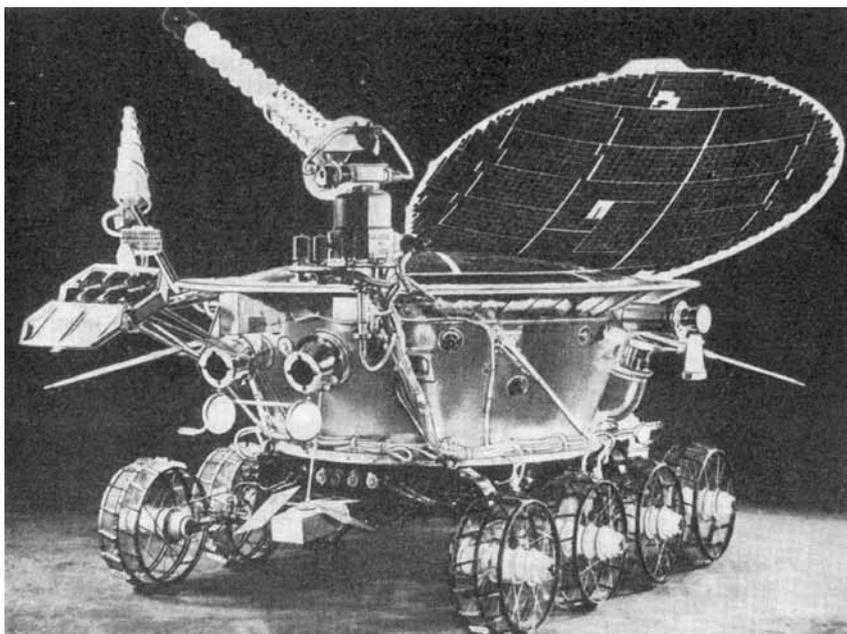
В 1970 г. перед Центром Келдыша была поставлена задача разработать аппаратуру для измерения освещенности в атмосфере и на поверхности Венеры.

Условия работы аппаратуры отличались чрезвычайной жесткостью: температура до 770 К, давление до 10 МПа, перегрузка на участке торможения до 400 g. В условиях горячей плотной атмосферы планеты оптические измерения впервые в мире были проведены 22 июля 1972 г. на СА АМС «Венера-8» с помощью созданного в НИИТП измерителя освещенности ИОВ-72 (рисунок 4б). Фотометрический эксперимент на СА «Венера-8» позволил получить принципиально важные пионерские результаты. При высоте Солнца над горизонтом  $5,5^{\circ} \pm 2,5^{\circ}$  освещенность на поверхности планеты оказалась равной 400 люкс. Выполненные на поверхности измерения освещенности послужили основой для создания световой модели Венеры и показали возможность проведения фотографической съемки поверхности, что было реализовано на следующем поколении СА «Венера».

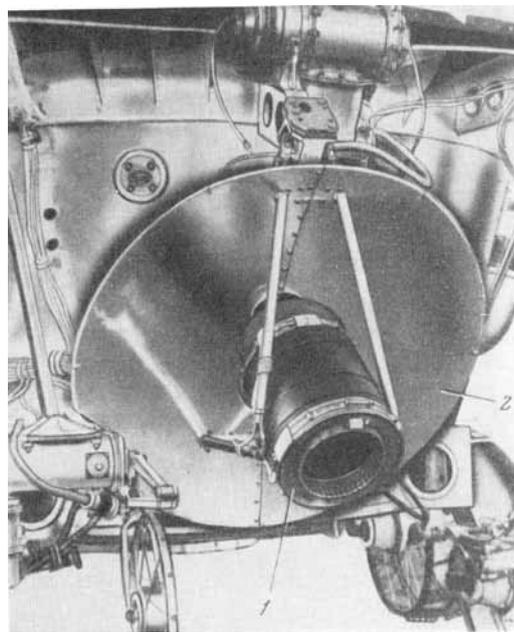
На СА АМС нового поколения «Венера-9, -10» была установлена также разработанная в НИИТП существенно более сложная фотометрическая аппаратура ИОВ-75 (рисунок 4в), с помощью которой 22 и 25 октября 1975 г. в атмосфере и на поверхности Венеры были успешно осуществлены фотометрические эксперименты. Лучистые потоки измерялись в пяти спектральных интервалах по трем направлениям. В результате этих экспериментов была получена новая информация об атмосфере и поверхности планеты. Впервые экспериментально обнаружено наличие свободной пыли на поверхности и получена зависимость отражательных свойств грунта от длины волны, что позволило сравнить поверхностные породы Венеры с земными.

Одновременно с борта СА АМС «Венера-9, -10» с помощью созданной в НИИТП анемометрической системы (прибор ИСВ) впервые были проведены измерения скорости ветра на поверхности планеты (рисунок 4г). На высоте около 1 м от поверхности был обнаружен ветер со скоростью 0,5...1 м/с. Полученные результаты оказались принципиальными для представления о структуре и степени эрозии поверхностных пород Венеры, динамике атмосферы и ее запыленности, оценок устойчивости СА при посадке.

Научные результаты первых экспедиций на Венеру получили мировое признание, а В.С. Авдеевский и начальник НИИТП В.Я. Лихущин вместе с сотрудниками НПО им. С.А. Лавочкина в 1976 г. были удостоены Ленинской премии. Исследования Венеры были продолжены



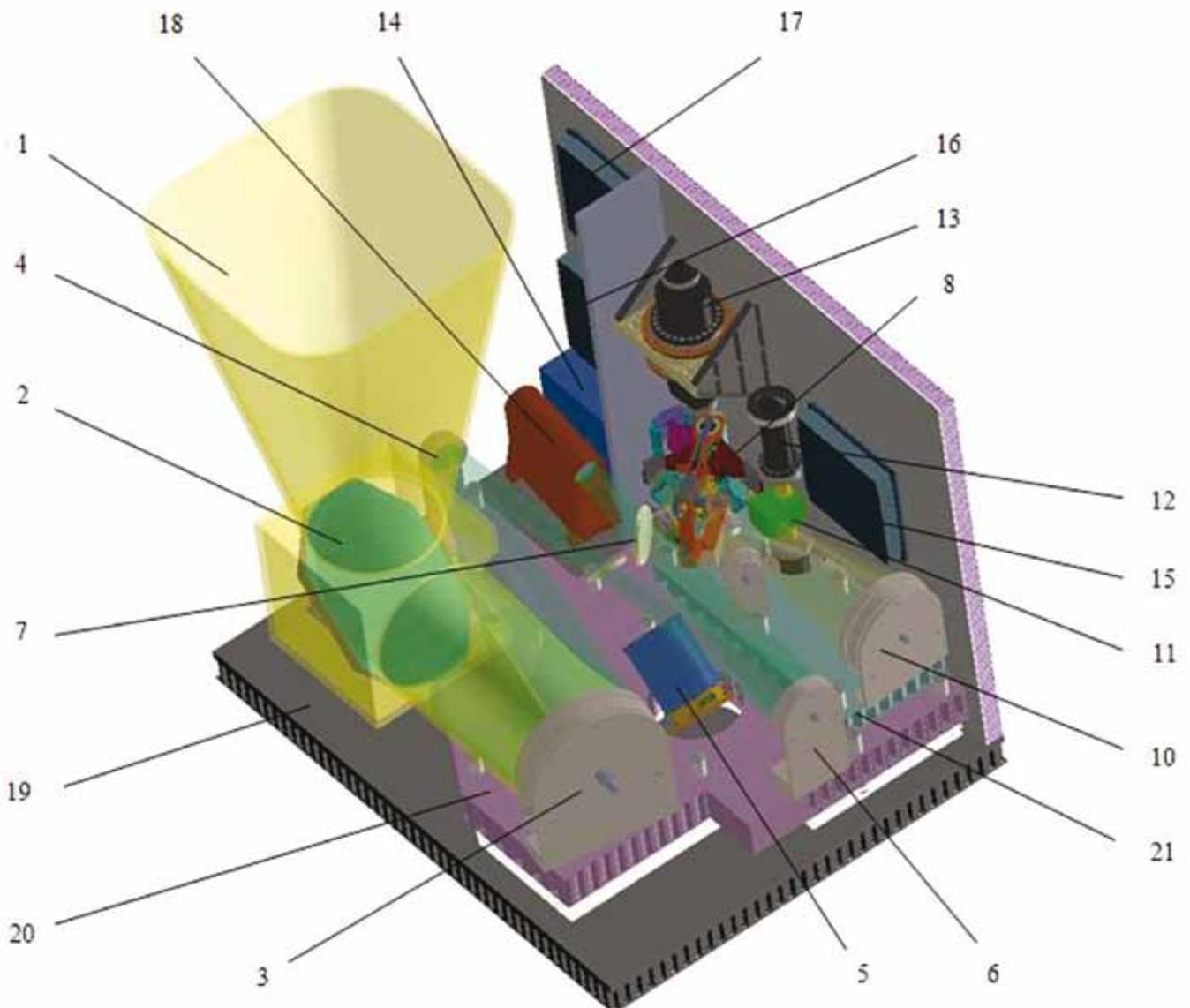
**рисунок 5.** Радиоизотопный блок обогрева «Лунохода»



с помощью запущенных в 1978-1983 гг. АМС «Венера -11...-16».

За успешное выполнение лунной программы коллектив НПО им. С.А. Лавочкина в 1971 г. был награжден орденом Трудового Красного Знамени. Свой вклад в этот успех внесли и сотрудники Центра Келдыша. На стендах Центра проводились тепловые испытания и обработка капсулы для доставки лунного грунта на Землю. Разработанные в Центре шнековые

испарители успешно использовались в составе системы терморегулирования автоматических станций, работавших на поверхности естественного спутника Земли, в том числе «Луноходов». Проведенными в Центре расчетными и экспериментальными исследованиями была обоснована конструкция теплозащиты для радиоизотопного блока обогрева «Луноходов» (рисунок 5), которая обеспечивала сохранение целостности ампул с радиоизотопом поло-



**1** – солнечная бленда; **2** – зеркала сканера; **3** – зеркало 1-го телескопа; **4** – зеркало 2-го телескопа; **5** – бортовое черное тело; **6** – зеркало 3-го телескопа; **7** – дихроичное зеркало; **8** – зеркало 1-го объектива; **9** – зеркало 2-го объектива; **10** – зеркало 3-го объектива; **11** – холодный блок; **12** – вытеснители криокулеров; **13** – компрессоры криокулеров; **14** – блок электроники системы криокулеров; **15** – блок предварительной обработки сигналов фотоприемника; **16** – блок обработки сигналов и управления; **17** – блок управления сканером и интерферометром; **18** – камера ближнего ИК-диапазона; **19** – основание корпуса; **20** – оптическая скамья; **21** – оптическая скамья малая.

**рисунок 6.** Инфракрасный фурье-спектрометр ИКФС-ГС разработки Центра Келдыша для геостационарной гидрометеорологической системы «Электро-М» (стенки корпуса и радиационного холодильника не показаны)

ний-210 даже при аварийном возвращении на Землю со второй космической скоростью. Надежность этой защиты была подтверждена во время аварийного запуска «Лунохода» в феврале 1969 г. Центром Келдыша была также обоснована конструкция теплозащиты ампул с радиоизотопом плутоний-238, которые входили в состав источников энергии на АМС «Марс-96».

Долгие годы Центр Келдыша и НПО им. С.А. Лавочкина связывает плодотворное сотрудничество в проведении тепловакуумных испытаний фрагментов КА, бортовой аппаратуры и агрегатов. Накопленный опыт позволяет обеспечивать высокую надежность отечественной космической техники.

На созданных в НПО им. С.А. Лавочкина космических аппаратах давно и успешно используются разработанные в Центре Келдыша газогенераторы, вырабатывающие рабочее тело для двигательных установок систем ориентации и стабилизации. Предусматривается применение таких газогенераторов и на новых перспективных аппаратах.

В последние годы сотрудничество наших предприятий получило новый, очень важный, импульс. В рамках создания НПО им. С.А. Лавочкина геостационарной гидрометеорологической космической системы (ГГКС) третьего поколения «ЭЛЕКТРО-М» Центр Келдыша создает принципиально новую аппаратуру – гиперспектральный ИК-зондировщик (фурье-спектрометр) ИКФС-ГС (рисунок 6).

Инфракрасный фурье-спектрометр ИКФС-ГС должен обеспечивать получение информации для решения следующих задач:

- повышение достоверности краткосрочного и долгосрочного прогнозов погоды за счет ведения глобального мониторинга атмосферы и подстилающей поверхности в ИК-диапазоне спектра;
- высокоточное определение трехмерных полей температуры и влагосодержания атмосферы;
- определение влагозапаса и верхней границы облачности;
- определение профилей ветра на основе смещения облаков и полей влажности;
- эффективный контроль опасных погодных явлений и предупреждение об их появлении;
- анализ и прогноз условий для полетов авиации;
- мониторинг Мирового океана;
- комплексный контроль озонового слоя в атмосфере Земли;
- контроль динамики малых газов в атмосфере, влияющих на «парниковый» эффект;
- контроль чрезвычайных ситуаций;

- мониторинг климата, включая фиксацию и прогноз крупных климатических изменений.

По своим техническим характеристикам ИКФС-ГС не уступает зарубежным аналогам (GIFTS и MTG-IRS). В отличие от зарубежных аналогов, дополнительно могут быть реализованы два режима регионального покрытия: при номинальном спектральном разрешении ( $0,5 \text{ см}^{-1}$ ) и при высоком спектральном разрешении ( $0,25 \text{ см}^{-1}$ ).

Успешная защита в 2011 г. эскизного проекта, сложившаяся кооперация предприятий-соисполнителей показывает, что разработка, изготовление, полная наземная отработка и поставка штатной аппаратуры могут и должны быть успешно проведены в намеченные сроки.

Центр Келдыша активно подключается к реализации перспективной программы НПО им. С.А. Лавочкина по созданию автоматических космических аппаратов нового поколения для фундаментальных научных исследований (*Хартов В.В.*, 2011). В настоящее время специалистами Центра выполнены расчеты теплового состояния элементов конструкции двигателей и двигательного отсека космического аппарата «Луна-Глоб».

Научно-технический задел, высококвалифицированный коллектив, экспериментальная база, созданный недавно в составе нашего предприятия Центр по применению нанотехнологий в ракетно-космической технике являются надежной основой для развития сотрудничества по широкому спектру разработок, выполняемых НПО им. С.А. Лавочкина – одним из ведущих российских предприятий по созданию и практическому использованию непилотируемых комплексов для исследования космического пространства.

## **список литературы**

*Евстафьев М.Д.* Долгий путь к «Буре». М.: Вузовская книга, 1999. 112 с.

*Исследовательский центр имени М.В. Келдыша. 70 лет на передовых рубежах ракетно-космической техники / Редкол.: А.С. Коротеев, А.А. Гафаров, О.А. Горшков и др. М.: Машиностроение, 2003. 440 с.*

*НПО им. С.А. Лавочкина.* URL: <http://www.laspaces.ru> (дата обращения 02.04.2012).

*Резниченко С.Н.* Реактивное вооружение советских ВВС 1930-1945 гг. М.: Бедретдинов и Ко, 2007. 1056 с.

*Хартов В.В.* Новый этап создания автоматических космических аппаратов для фундаментальных научных исследований // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина, 2011. № 3. С. 3-10.

*Статья поступила в редакцию 04.04.2012 г.*

## РАДИАЦИЯ В КОСМОСЕ. НИИЯФ МГУ И НПО ИМ. С.А. ЛАВОЧКИНА – ГОДЫ СОТРУДНИЧЕСТВА

**М.И. Панасюк,**  
профессор,  
доктор физико-математических наук\*,  
panasyuk@sinp.msu.ru;

**Н.В. Кузнецов,**  
кандидат физико-математических наук\*,  
nvk@srd.sinp.msu.ru;

**В.И. Тулунов,**  
кандидат физико-математических наук\*,  
ikt0840@mail.ru

*В статье рассказывается о достижениях: в изучении космической радиации в гелиосфере с помощью приборов НИИЯФ МГУ на космических аппаратах, созданных в НПО им. С.А. Лавочкина; в прогнозировании радиационных условий полета; в исследованиях радиационной стойкости элементов КА.*

*Ключевые слова: космическая радиация; межпланетная среда; радиационные сбои; прогноз радиационной стойкости.*

С началом космической эры большое место в научной программе НИИЯФ МГУ занимает новое направление – исследование космических излучений (КИ) за пределами атмосферы с помощью космических аппаратов (КА). У истоков этого направления исследований стоял выдающийся ученый, директор НИИЯФ МГУ (1960-1982) академик Сергей Николаевич Вернов. Для С.Н. Вернова, добившегося значительных достижений в области изучения космических лучей с помощью наземных установок и запускаемых на аэростатах приборов, был вполне очевидным переход к исследованиям космических излучений на КА, которые дают специалистам возможность их прямого изучения без искажения атмосферой Земли.

В первые годы таких исследований на искусственных спутниках Земли были открыты радиационные пояса Земли. В последующие годы полеты автоматических межпланетных станций (АМС) к Луне, Венере и Марсу давали возможность использовать многомесячное нахождение

\* Научно-исследовательский институт ядерной физики имени Д.В. Скобельцына Московского государственного университета имени М.В. Ломоносова (НИИЯФ МГУ), Россия, Москва.

## RADIATION IN SPACE. LONG-TERM COOPERATION BETWEEN SINP MSU AND LAVOCHKIN ASSOCIATION

**M.I. Panasyuk,**  
Professor,  
Doctor of physical and Mathematical Sciences \*\*,  
panasyuk@sinp.msu.ru;

**N.V. Kuznetsov,**  
Candidate of physical and Mathematical Sciences \*\*,  
nvk@srd.sinp.msu.ru;

**V.I. Tulunov,**  
Candidate of physical and Mathematical Sciences \*\*,  
ikt0840@mail.ru

*The article covers achievements of research of space radiation in heliosphere by means of equipment by SINP MSU installed on the spacecraft built by Lavochkin Association and aimed at prediction of flight radiation conditions, studies of SC elements' radiation resistance.*

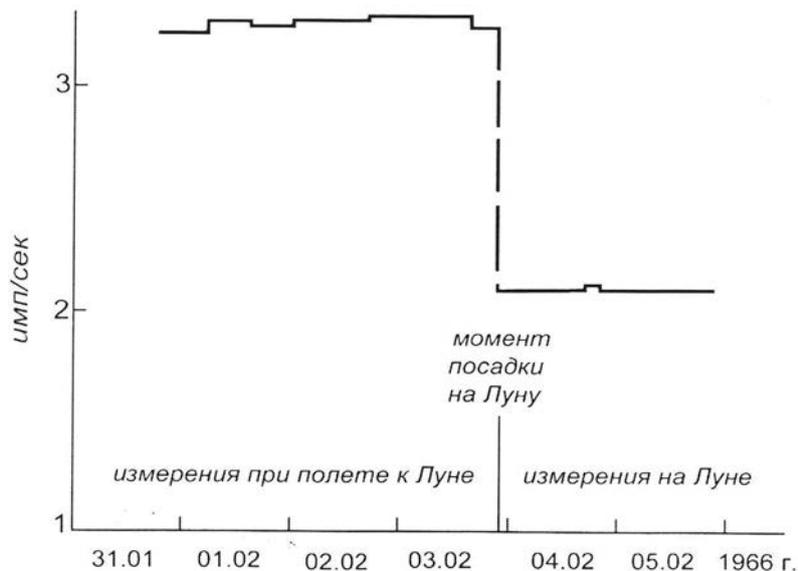
*Key words: space radiation; interplanetary medium; solar flare; radiation anomalies; forecast of radiation resistance.*

этих станций в межпланетном пространстве для получения информации о радиации в космосе (Логачев Ю.И., 2007).

Именно с таких исследований в 1965 году началось многолетнее плодотворное творческое сотрудничество коллективов НИИЯФ МГУ и НПО им. С.А. Лавочкина, которое продолжается и поныне. Из этих исследований прежде всего следует отметить полет станции «Луна-9», первой в «космической» биографии НПО им. С.А. Лавочкина. Это – первая мягкая посадка, первая панорама лунного ландшафта и первая регистрация радиации на Луне простейшим прибором с газоразрядным счетчиком СТС-5 (Вернов С.Н., Вакулов П.В., Горчаков Е.В., Логачев Ю.И. и др., 1966), созданным в НИИЯФ. Результаты этого эксперимента представлены на рисунке 1.

Эти измерения показали, что потоки космических лучей на поверхности Луны уменьшаются только в 1.6 раза по сравнению с межпланетным пространством, а не в два раза, как этого следовало бы ожидать из-за геометрической экрани-

\*\* Skobeltsyn Institute of Nuclear Physics, Lomonosov Moscow State University (SINP MSU), Russia, Moscow.



**рисунок 1.** Поток радиации в открытом космосе и на поверхности Луны, по данным счетчика на станции «Луна-9»

ровки изотропных потоков космических лучей телом Луны. Этот результат был объяснен вкладом в поток излучений на Луне дополнительных потоков частиц альbedo (вторичных частиц, испускаемых лунной поверхностью под действием энергичных частиц галактических и солнечных космических лучей – ГКЛ и СКЛ) и радиоактивностью лунного грунта. Учет этих факторов позволил определить радиоактивность лунной поверхности, которая оказалась близкой к радиоактивности земного грунта.

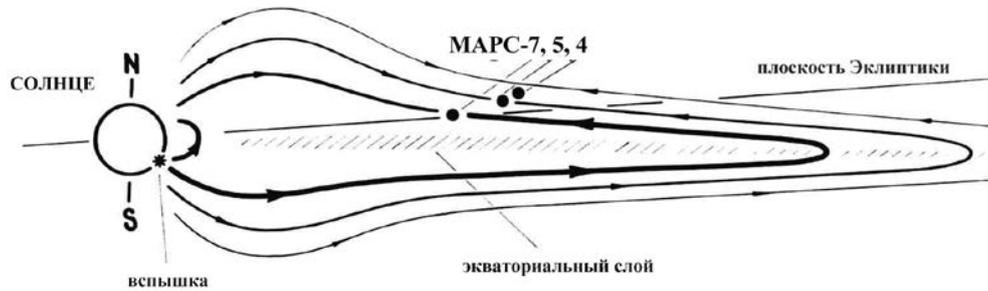
И в дальнейшем приборы НИИЯФ МГУ для регистрации потоков космической радиации устанавливались на всех лунных станциях, созданных в НПО им. С.А. Лавочкина, включая «Луноходы-1 и -2» (*Передвижная лаборатория на Луне – Луноход-1*, 1971, 1978), и на других АМС, направлявшихся к Венере, Марсу, спутнику Марса Фобосу, комете Галлея.

Конструкторам космических аппаратов крайне необходимы были сведения о характеристиках космической среды, в том числе ионизирующих излучений космического пространства, которые, как к тому времени было установлено, весьма агрессивно воздействуют на космические аппараты. Поэтому радиационный контроль непосредственно на борту КА во время полета был необходим. А ученые НИИЯФ МГУ, естественно, были заинтересованы в исследовании самой космической радиации с чисто научной точки зрения.

Многочисленные эксперименты на АМС предоставили уникальный ряд данных о физических явлениях в межпланетной среде – генерации и транспорте энергичных частиц во время солнечных активных процессов. Приведем некото-

рые примеры наиболее ярких научных результатов, полученных с помощью приборов НИИЯФ МГУ на КА НПО им. С.А. Лавочкина.

Измерения, выполненные на АМС «Венера-4», ознаменовали новый важный этап в методике эксперимента и в развитии модельных представлений о распространении СКЛ и структуре межпланетной среды. На этой станции были установлены два детектора протонов с энергией 1-5 МэВ, с полями зрения, ориентированными на Солнце и в противоположном направлении. Такая методика позволяла определять анизотропию потока СКЛ в этих двух направлениях. Измерения проводились на всей трассе перелета Земля – Венера и вблизи Венеры. В это время был период подъема солнечной активности, и было зарегистрировано большое число солнечных вспышечных событий. После вспышки 1 августа 1967 г., произошедшей в западной части диска Солнца, наблюдалась положительная анизотропия 96% в течение 16 часов: обратный поток, в сторону Солнца, повторял форму потока от Солнца, но отставал по времени, что указывало на групповое отражение от некоторого зеркала, расположенного за детектором. Спустя шесть лет, в сентябре 1973 г., на АМС «Марс-4, -5, -7» была более детально изучена аналогичная ситуация (*Вернов С.Н., Контор Н.Н., Любимов Г.П. и др.*, 1976). После вспышки на Солнце наблюдалась длительная высокая знакопеременная анизотропия потока частиц. Это было интерпретировано как доказательство существования корональных и межпланетных петель (до 6 а.е.) магнитного поля, соединяющих активные области обоих полушарий Солнца (рисунок 2). Частицы, двигаясь по силовым линиям,



**рисунок 2.** Взаимное расположение АМС «Марс-4, -5, -7» и области вспышки на Солнце 7 сентября 1973 г. Сплошные линии – возможная конфигурация силовых линий магнитного поля, обеспечивающая приход частиц в точку регистрации с противоположной от Солнца стороны

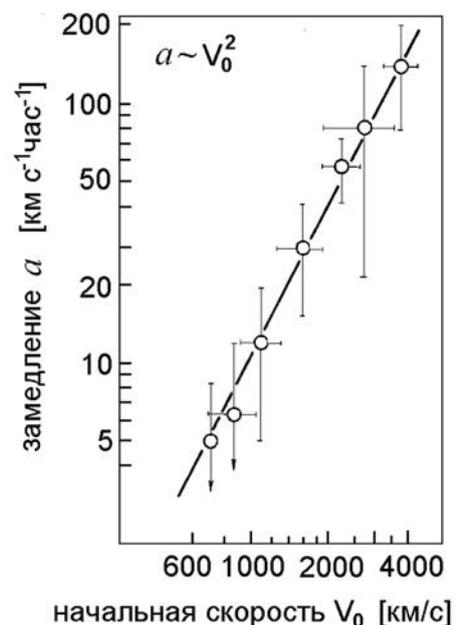
ушли далеко за место расположения «Марсов», затем вместе с силовой линией повернули к Солнцу и попали в наши приборы. Это был первый случай наблюдения подобных явлений. Похожие случаи наблюдались и интерпретировались нами по данным других АМС.

Для интерпретации вспышечных возрастных СКЛ, особенно со сложным временным профилем, наблюдавшихся на различных АМС, в 1988 г. в НИИЯФ была предложена расчетная эмпирическая «отражательная» модель коронального и межпланетного распространения СКЛ, основывающаяся на представлении о петлевых магнитных ловушках в короне и межпланетной среде. Такие ловушки разного размера (от вспышечной арки до десятков а.е.), квазистационарные (вращающиеся вместе с Солнцем) и движущиеся вместе со вспышечным выбросом, трансформируют форму временного хода потока, энергетический спектр, анизотропию импульсной генерации. Они же обеспечивают эффективное корональное распространение СКЛ.

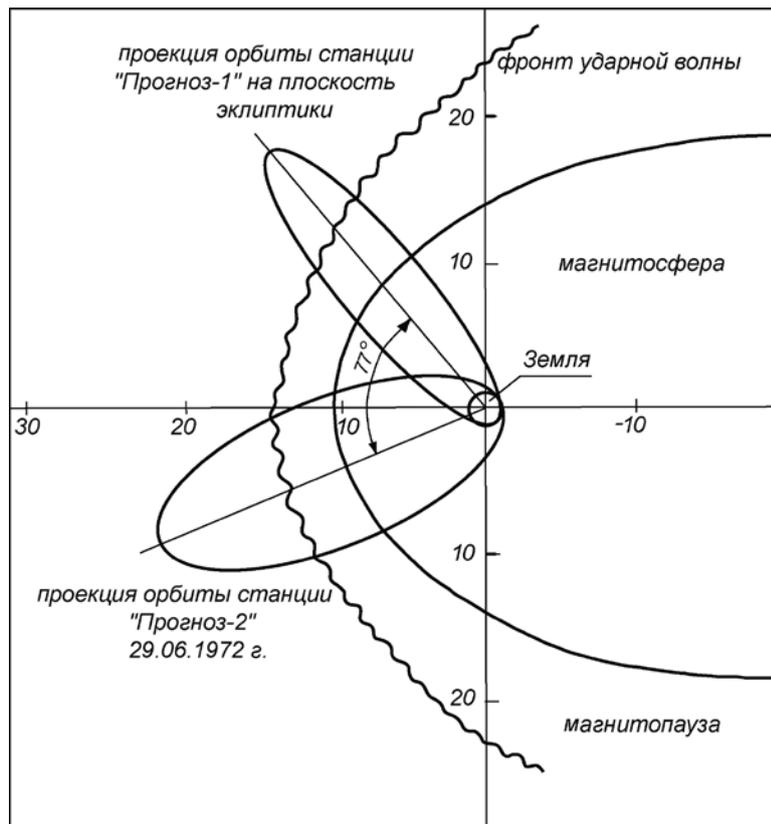
Анализ информации приборов НИИЯФ с КА «Вега-1, -2», с международной орбитальной обсерватории «Гранат» совместно с данными других КА позволил существенно расширить диагностику межпланетных петлевых ловушек с СКЛ и определить их параметры (Любимов Г.П., Тулунов В.И., 2003). Здесь следует отметить как пример применения информации прибора КС-18М разработки НИИЯФ, измеряющего радиационную обстановку на борту, для оперативного управления КА «Гранат», когда в период солнечных вспышек решение о начале научных измерений некоторыми другими приборами принималось, исходя из показаний КС-18М.

По результатам анализа информации прибора НИИЯФ на АМС «Венера-4» впервые было обнаружено еще одно важное явление: торможение в межпланетной среде выбросов плазмы с ударными волнами, возникающими в солнечном ветре при вспышках на Солнце. При анализе ис-

пользовался факт некоторого понижения интенсивности ГКЛ в области ударных волн (т.н. форбуш-понижение), регистрируемое прибором. Аналогично ведут себя и наземные приборы. По трем временным меткам (на Солнце – начало движения ударной волны, в точке расположения АМС и на Земле) по регистрации форбуш-понижений можно было определить средние скорости ударных волн на двух отрезках: Солнце – АМС, АМС – Земля. Скорость на первом участке всегда была больше, т.е. по мере движения от Солнца вспышечные ударные волны замедлялись (Любимов Г.П., 1968). Впоследствии измерения скоростей ударных волн производились многократно, но первые указания на факт их замедления были получены в НИИЯФ с помощью аппаратуры на АМС «Венера-4» (рисунок 3). Эти результаты легли в основу исследований в области космической газодинамики, стимулировали ряд теоретических и экспериментальных



**рисунок 3.** Торможение ударных волн и вспышечных выбросов плазмы в межпланетной среде



**рисунок 4.** Взаимное положение спутников «Прогноз-1» и «Прогноз-2» в день пуска спутника «Прогноз-2» (29 июня 1972 г.)

работ в нашей стране и за рубежом и привели к созданию международной программы STIP.

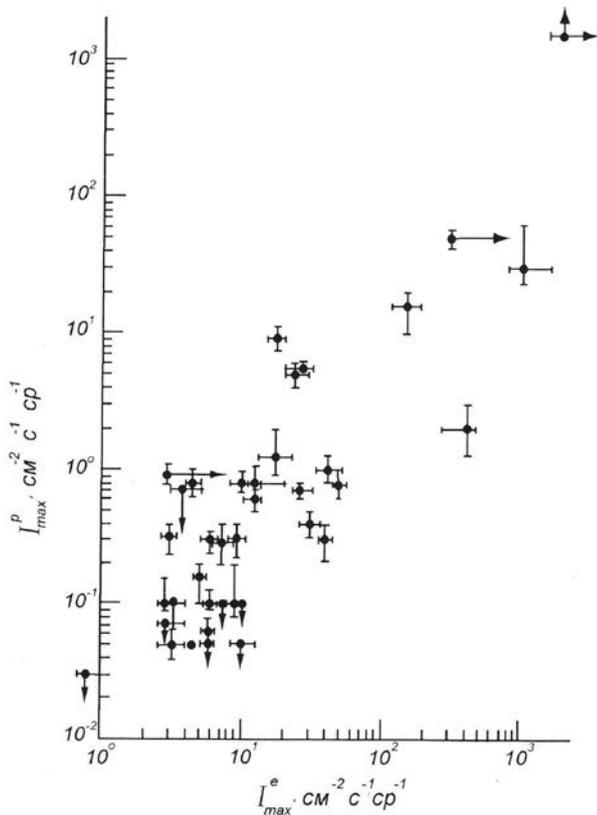
Изучение СКЛ и ГКЛ интенсивно проводилось в НИИЯФ и на различных ИСЗ. В НПО им. С.А. Лавочкина с 1972 по 1985 гг. было осуществлено десять успешных запусков ИСЗ серии «Прогноз» с аппаратурой НИИЯФ, что позволило охватить наблюдениями 11-летний цикл активности Солнца. Эти спутники с сильно вытянутой эллиптической орбитой очень удобны для исследований вне магнитосферы Земли, так как они, располагаясь вблизи Земли, значительную часть времени находятся практически в невозмущенном космическом пространстве (рисунок 4). Подобную орбиту имел и упомянутый выше ИСЗ «Гранат».

На ИСЗ «Прогноз» был детально изучен ряд новых явлений в СКЛ. В частности, было показано, что во всех вспышках ускоряются как электроны, так и протоны, что позволило исключить из научного обихода термин «электронные вспышки» (рисунок 5).

Была обнаружена необычная мода (названная когерентной) быстрого распространения частиц: в узком интервале углов вблизи силовой линии, связанной с областью вспышки: электроны распространяются практически без рассеяния на большей части пути от Солнца к Земле. Такая же мода наблюдалась и для протонов (Kurt V.G.,

Logachev Yu.I., Pissarenko N.F., 1977). Приборы часто регистрировали рекуррентные потоки частиц СКЛ, т.е. потоки, существующие в межпланетном пространстве длительное время и как бы вращающиеся вместе с Солнцем. Выявлено несколько серий таких потоков и показано, что часть из них связана с активными областями на Солнце. Причем, если активная область испускает рекуррентные потоки частиц, то в таких областях не происходят солнечные вспышки. Дальнейшее изучение рекуррентных потоков показало, что чаще всего они связаны с так называемыми корональными дырами на Солнце, областями пониженного уровня излучения в мягком рентгеновском участке спектра. По измерениям жесткого рентгеновского излучения на ИСЗ «Прогноз-9» и АМС «Венера-13, -14» был получен большой объем информации о механизмах ускорения частиц в солнечных вспышках и о параметрах, характеризующих структуру плазменных образований в районе вспышки.

В начале 2011 г. на рабочую геостационарную орбиту был выведен КА гидрометеорологического назначения «Электро-Л». В составе гелиогеофизического аппаратного комплекса ГТАК-Э находятся, наряду с другими, и приборы НИИЯФ, задачами которых на борту является контроль вспышечной активности Солнца и



**рисунок 5.** Потoki электронов  $I^e$  с энергией  $E_e > 40$  кэВ и протонов  $I^p$  с энергией  $E_p > 1$  МэВ в солнечных событиях различной мощности. Во всех случаях потоки электронов сопровождаются потоками протонов

радиационной обстановки в околоземном космическом пространстве. Оперативная информация с КА служит для обеспечения Федеральной службы РФ по гидрометеорологии и мониторингу окружающей среды.

Данные, полученные на различных КА, в том числе и созданных в НПО им. С.А. Лавочкина, послужили основой для разработки отечественных моделей космической радиации, вошедших в ряд нормативных документов космической промышленности, а также в научно-информационное издание «Модель космоса» представляющее собой справочник по физическим условиям в космическом пространстве и воздействию космической среды на материалы и оборудование КА, где обобщаются результаты отечественных и зарубежных исследований. Инициатором создания сборника «Модель космоса» и бессменным главным редактором был С.Н. Вернов. Последнее (восьмое) двухтомное издание сборника вышло в 2007 г. под редакцией учеников и последователей Сергея Николаевича Вернова – профессоров М.И. Панасюка и Л.С. Новикова (*Модель космоса*, 2007).

Воздействие космической радиации, как отме-

чалось выше, является одной из главных причин ухудшения характеристик материалов и элементов аппаратуры, приводящего к возникновению отказов и сбоев в работе бортовых систем КА и в итоге – к снижению надежности и сокращению сроков активного существования КА.

В общем случае на КА в полете воздействует множество факторов космического пространства (ФКП): потоки электронов и ионов высокой энергии, космическая плазма, солнечное электромагнитное излучение, метеорная материя, твердые частицы искусственного происхождения и другие факторы. В результате такого воздействия в материалах и элементах бортового оборудования КА протекают разнообразные физико-химические процессы, приводящие к ухудшению их эксплуатационных параметров. В зависимости от характера процессов, инициируемых воздействием космической среды, происходящие изменения свойств материалов и элементов оборудования могут иметь разный временной масштаб, быть обратимыми или необратимыми, представлять различную опасность для бортовых систем. Согласно имеющимся экспертным оценкам, более половины отказов и сбоев в работе бортовой аппаратуры КА обусловлено неблагоприятным воздействием ФКП.

Имеется ряд объективных причин, вызывающих необходимость непрерывного обновления и расширения наших знаний о процессах воздействия ФКП на материалы и оборудование КА, а также необходимость регулярного пересмотра используемых и создания новых методов защиты КА от воздействия ФКП. В числе наиболее важных из этих причин следует указать требование увеличения сроков активного существования КА и надежности бортовых систем, появление новых тенденций в конструировании КА (создание негерметизированных конструкций, малых КА, унифицированных космических платформ), использование при создании КА новых материалов и элементов оборудования, освоение новых орбит и методов выведения КА и т.д.

В НИИЯФ МГУ такие исследования были начаты в 60-х годах прошлого столетия с изучения радиационной стойкости терморегулирующих покрытий для КА. В дальнейшем исследования радиационной стойкости различных материалов и элементов оборудования космической техники (солнечных батарей, систем астронавигации и оптического оборудования, радиоэлектронной аппаратуры и пр.), которые проводились в тесном сотрудничестве с предприятиями космической отрасли, привели к созданию нового научно-технического направления – космического материаловедения (*Акишин А.И.*, 2007).

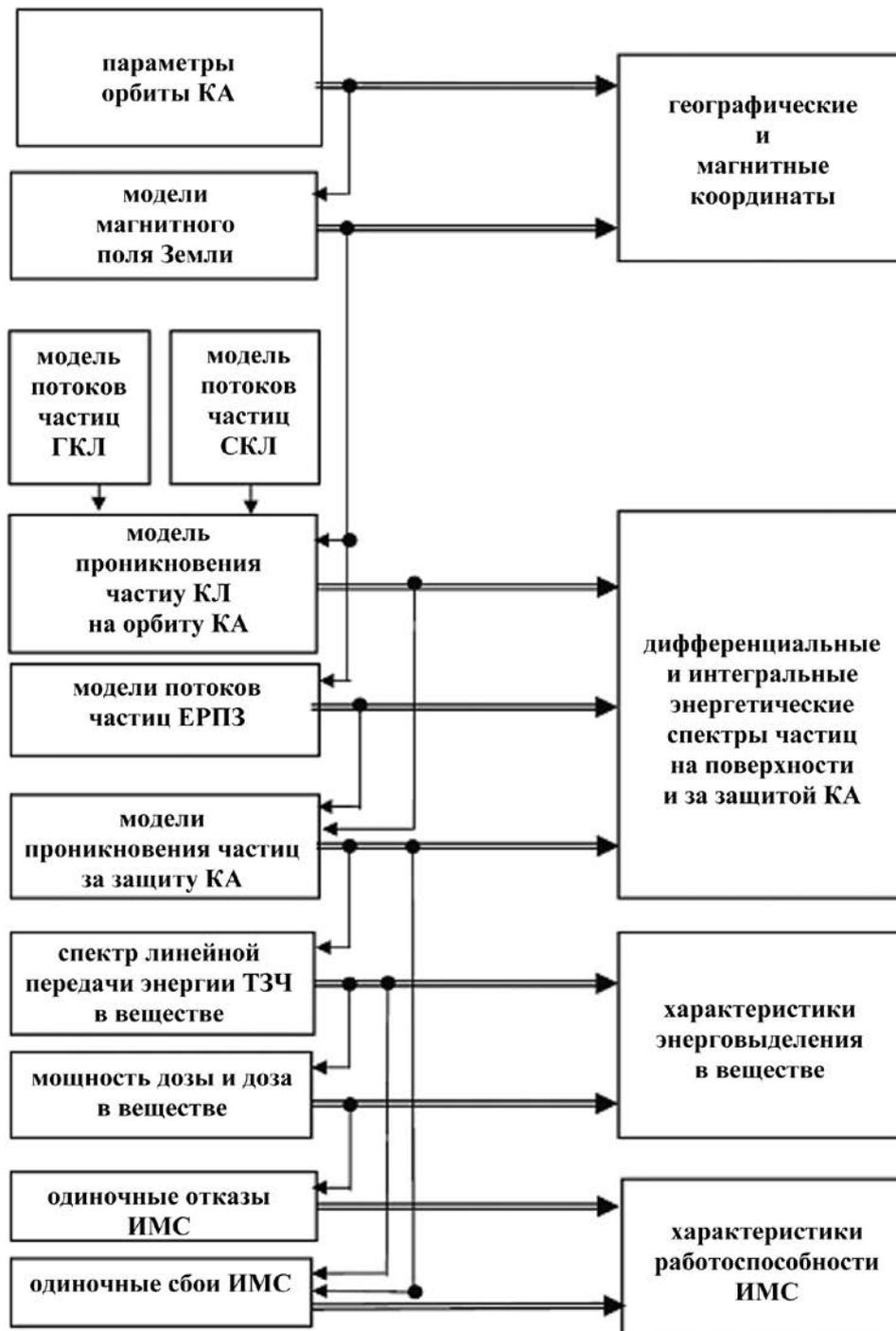


рисунок 6. Блок-схема взаимодействия основных модулей ПК SEREIS

Начиная с 90-х годов, в связи с резко возросшим вниманием к радиационным одиночным сбоям в элементах памяти и микропроцессорах бортовых компьютеров при воздействии тяжелых заряженных частиц (ТЗЧ) КИ, основным направлением исследований стали вопросы механизма возникновения этих сбоев и их прогнозирования на борту КА. В результате этих исследований в НИИЯФ МГУ была разработана модель возникновения сбоев, учитывающая прямой механизм возникновения сбоев от ТЗЧ

КИ и ядерный механизм возникновения сбоев от протонов КИ (Кузнецов Н.В., Панасюк М.И., Ныммик Р.А., 2000).

В дальнейшем в НИИЯФ МГУ стала разрабатываться расчетная методика прогнозирования радиационной опасности на КА, которая на базе компьютерных технологий объединила модель одиночных сбоев с моделями потоков заряженных частиц КИ и моделями проникновения частиц за защиту (Башикиров В.Ф., Кузнецов Н.В., Ныммик Р.А., 1999; Кузнецов Н.В., 2005).

Специалисты НПО им. С.А. Лавочкина одни из первых в российской космической отрасли оценили преимущества использования компьютерных технологий для прогнозирования радиационных условий на траектории полета КА и радиационной стойкости элементов бортовой микроэлектроники. И НИИЯФ МГУ было предложено объединить усилия для разработки программного комплекса (ПК), который мог бы использоваться с учетом российских требований при проектировании аппаратуры КА.

Такой ПК, названный SEREIS, в составе лабораторного стенда по мониторингу радиационных условий и радиационных эффектов в микроэлектронике был создан в 1998 г. и был использован для прогнозирования радиационных условий и радиационных эффектов на КА, проектируемых в НПО им. С.А. Лавочкина («Фрегат», «Фобос-Грунт» и др.). Блок-схема этого ПК приведена на рисунке 6.

В последующие годы модели и программы, входящие в ПК SEREIS, легли в основу более совершенного ПК, названного COSRAD (Кузнецов Н.В. и др., 2011). Важно отметить, что при разработке ПК COSRAD, так же как и ПК SEREIS, сознательно было принято требование: расчетные данные (энергетические спектры и спектры ЛПЭ потоков заряженных частиц, поглощенная доза, частота одиночных сбоев) должны выводиться в зависимости от толщины сферической защиты из алюминия (в интервале от 0.01 до 100 г/см<sup>2</sup>). Эти данные служат для задания требований по радиационной стойкости элементов КА на первом этапе его проектирования. Одновременно они могут быть использованы для уточнения локальной радиационной стойкости элементов КА, учитывая конфигурацию защитных экранов вокруг исследуемого элемента на КА. Последнее требует знания конструкции и компоновки оборудования на КА на современном уровне в виде компьютерных 3D-моделей, которыми обладают только предприятия-разработчики КА. Такая разработка, использующая данные ПК COSRAD, была выполнена в НПО им. С.А. Лавочкина на базе 3D-моделей КА и создан специальный ПК «LocalDose&SEE», который успешно используется для расчета локальных поглощенных доз и одиночных сбоев на КА (Бабышкин В.Е., Хамидуллина Н.М., Зефирова И.В. и др., 2009).

Творческое сотрудничество коллективов НПО им. С.А. Лавочкина и НИИЯФ МГУ выдержало испытание временем. И нет сомнения в том, что наши ученые и специалисты и в дальнейшем будут вносить достойный вклад в освоение и изучение Космоса.

## список литературы

Акишин А.И. Космическое материаловедение. М.: НИИЯФ МГУ, 2007. С. 209.

Бабышкин В.Е., Хамидуллина Н.М., Зефирова И.В. и др. Расчет локальных доз и частоты одиночных эффектов в местах расположения бортовой аппаратуры КА «Спектр-Р» с учетом его реальной конфигурации // Актуальные вопросы проектирования космических систем и комплексов: Сб. науч. тр. НПО им. С.А. Лавочкина, 2009. Вып. 7. С. 371-381.

Баширов В.Ф., Кузнецов Н.В., Ныммик Р.А. Оценка интенсивности одиночных сбоев микросхем на космических аппаратах // Вопросы атомной науки и техники (ВАНТ). Сер. Радиационное воздействие на радиоэлектронную аппаратуру, 1999. Вып. 1-2. С. 142-145.

Вернов С.Н., Вакулов П.В., Горчаков Е.В., Логачев Ю.И. и др. Измерение интенсивности проникающего излучения на поверхности Луны // Доклады АН СССР, 1966. Т. 169, № 5. С. 1044-1047.

Вернов С.Н., Контор Н.Н., Любимов Г.П. и др. Об аномальной анизотропии потока солнечных космических лучей в сентябре 1973 г. // Космические исследования, 1976. Т. 14, вып. 2. С. 239-247.

Кузнецов Н.В. Частота одиночных случайных эффектов в электронике на борту космических аппаратов // Космические исследования, 2005. Т. 43, № 6. С. 443-451.

Кузнецов Н.В., Малышкин Ю.М., Николаева Н.И., Ныммик Р.А., Панасюк М.И., Ужегов В.М., Яковлев М.В. Программный комплекс COSRAD для прогнозирования радиационных условий на борту космических аппаратов // Вопросы атомной науки и техники (ВАНТ). Сер. Физика радиационного воздействия на радиоэлектронную аппаратуру, 2011. Вып. 2. С. 72-78.

Кузнецов Н.В., Панасюк М.И., Ныммик Р.А. Одиночные сбои цифровых интегральных микросхем в бортовой микроэлектронике // Новые наукоемкие технологии в технике. М., 2000. Т.16. С. 206-237.

Kurt V.G., Logachev Yu.I., Pissarenko N.F. Coherent propagation of non-relativistic solar electrons // Solar Phys., 1977. V. 53, № 1. P. 157-178.

Логачев Ю.И. Исследования космоса в НИИЯФ МГУ. Первые 50 лет космической эры. М.: ООО «Издательство «КДУ», 2007. 176 с.

Любимов Г.П. Замедление ударных волн от солнечных вспышек в космическом пространстве // Астрономический циркуляр АН СССР, 1968. № 488. С. 4-7.

Любимов Г.П., Тулунов В.И. Серия протонных вспышек в июле 1985 г. по наблюдениям на ИСЗ «Прогноз-10» и АМС «Вега-1, -2» // Космические исследования, 2003. Т. 41, № 1. С.23-32.

Модель космоса. Научно-информационное 8-е издание: в 2-х т. М.: ООО Изд-во КДУ, 2007. Т. 1. 872 с.; Т. 2. 1144 с.

Передвижная лаборатория на Луне – Луноход-1: сборник. М.: Наука, 1971. Т. 1. 128 с.; 1978. Т. 2. 184 с.

Статья поступила в редакцию 06.04.2012 г.

## **СОТРУДНИЧЕСТВО НИИЯФ ИМ. Д.В. СКОБЕЛЬЦЫНА МГУ И НПО ИМ. С.А. ЛАВОЧКИНА В ОБЛАСТИ ПРОГНОЗИРОВАНИЯ РАДИАЦИОННЫХ УСЛОВИЙ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ КА**

**Н.М. Хамидуллина,**  
кандидат физико-математических наук\*,  
nmx@laspace.ru;

**Н.В. Кузнецов,**  
кандидат физико-математических наук, НИИ  
ядерной физики им. Д.В. Скобельцына МГУ  
им. М.В. Ломоносова, Россия, Москва,  
nvk@srd.sinp.msu.ru;

**И.В. Зефирова,**  
кандидат технических наук\*,  
i.zefirov@laspace.ru;

**М.Е. Артемов,**  
аспирант\*,  
mike.artimov@mail.ru

*В статье представлен результат многолетней совместной деятельности НИИЯФ МГУ и ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина» в области прогнозирования радиационных условий на КА и радиационных эффектов в бортовой радиоэлектронной аппаратуре.*

*Ключевые слова: радиационные условия; радиационные эффекты; прогнозирование; трехмерное моделирование; программные комплексы.*

О сотрудничестве НИИ ядерной физики им. Д.В. Скобельцына МГУ им. М.В. Ломоносова (НИИЯФ МГУ) и НПО им. С.А. Лавочкина (НПОЛ) в области экспериментальных исследований космической радиации на различных орбитальных и межпланетных КА, разработанных в НПОЛ подробно рассказано в статье (Панасюк М.И., Тулупов В.И., Кузнецов Н.В., 2012).

Не менее актуальна и интересна совместная деятельность НИИЯФ МГУ и НПОЛ по моделированию и прогнозированию радиационных условий и характеристик радиационного воздействия, возникающих в период полета, как в «открытом космосе», так и на борту космических аппаратов с учетом их сложной реальной конфигурации.

\* ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.

## **COOPERATION BETWEEN SKOBELTZYN INSTITUTE OF NUCLEAR RESEARCH OF MOSCOW STATE UNIVERSITY AND LAVOCHKIN ASSOCIATION IN THE FIELD OF RADIATION CONDITIONS FORECASTING FOR SC OPERATING**

**N.M. Khamidullina,**  
Candidate of Physical and Mathematical Science\*\*,  
nmx@laspace.ru;

**N.V. Kuznetsov,**  
Candidate of Physical and Mathematical Science,  
Skobeltzyn Institute of Nuclear Research of  
Moscow State University, Russia, Moscow,  
nvk@srd.sinp.msu.ru;

**I.V. Zefirov,**  
Candidate of Technical Science\*\*,  
i.zefirov@laspace.ru;

**M.E. Artimov,**  
Graduate student\*\*,  
mike.artimov@mail.ru

*The article describes an outcome of long-term joint activities of Skobeltzyn Institute of Nuclear Research of Moscow State University and Federal Enterprise «Lavochkin Association» in the field of forecasting of SC radiation conditions and radiation effects in onboard electronic equipment.*

*Key words: radiation conditions; radiation effects; forecasting; 3D modeling; program complex.*

В период полета на КА воздействуют различные физические факторы космического пространства (ФКП): потоки электронов, протонов и тяжелых заряженных частиц (ТЗЧ) высокой энергии, космическая плазма, солнечное электромагнитное излучение и т.д. В результате такого воздействия в материалах и элементах бортового оборудования КА протекают разнообразные физико-химические процессы, приводящие к ухудшению их эксплуатационных параметров. В зависимости от характера процессов, инициируемых воздействием космической среды, происходящие изменения свойств материалов и элементов оборудования могут быть обратимыми или необратимыми, представлять различную опасность для бортовых систем. Со-

\*\* Federal Enterprise «Lavochkin Association», Russia, Moscow region, Khimki.

гласно имеющимся экспертным оценкам, более половины отказов и сбоев в работе бортовой аппаратуры КА обусловлено неблагоприятным воздействием ФКП. При этом главной причиной отказов и сбоев в работе бортовых систем, является воздействие высокоэнергетических ионизирующих излучений космического пространства.

В качестве представителей головной организации по исследованию космической радиации специалисты НИИЯФ МГУ с самых первых космических проектов НПОЛ помогали формировать исходные данные о потоках заряженных частиц и поглощенной дозе в течение срока активного существования создаваемых КА.

В 90-х годах в связи с начавшимся переводом элементной базы бортовой аппаратуры на интегральные микросхемы (ИМС) резко возрастает внимание к одиночным сбоям и отказам, возникающим в ИМС в результате попадания отдельных высокоэнергетических частиц космического пространства. Исследование механизма возникновения этих эффектов стало важным направлением для их прогнозирования в бортовой аппаратуре. В результате этих исследований в НИИЯФ МГУ была разработана модель возникновения сбоев в ИМС памяти (Кузнецов Н.В., Панасюк М.И., Ныммик Р.А., 2000), компьютерная версия которой в дальнейшем была объединена с программами, рассчитывающими потоки заряженных частиц в космосе на заданной орбите КА с учетом проникновения частиц за защитные экраны (Башкиров В.Ф., Кузнецов Н.В., Ныммик Р.А., 1999; Кузнецов Н.В., 2005).

НПОЛ был в числе первых в российской кос-

мической отрасли, кто оценил преимущества использования компьютерных технологий для прогнозирования радиационных условий на траектории полета КА и радиационной стойкости элементов бортовой микроэлектроники. Специалистам НИИЯФ МГУ (у которых уже существовал задел в этой области) было предложено объединить усилия для разработки программного обеспечения (ПО), которое могло бы использоваться с учетом требований космической отрасли при проектировании аппаратуры и устройств КА.

Такое ПО, которое одновременно рассчитывало для заданной орбиты КА потоки частиц ЕРПЗ, ГКЛ и СКЛ в «открытом космосе» и за защитой, а также поглощенную дозу и частоту сбоев, было разработано по заданию НПОЛ (в рамках договора) специалистами НИИЯФ МГУ в 1998 году. Это ПО в составе стенда стало основной созданной в 1999 году радиационной службы в НПОЛ, дав возможность по заданным баллистическим параметрам полета КА оперативно на стадии проектирования рассчитывать весь комплекс радиационных характеристик (включая расчеты поглощенной дозы и частоты одиночных эффектов), необходимых при формировании исходных данных для обеспечения надежного функционирования КА во время его полета. Стенд широко использовался и в усовершенствованном виде используется при прогнозировании радиационных условий для КА серии «Спектр», РБ «Фрегат», КА «Фобос-Грунт» и многих других КА (Хамидуллина Н.М. и др., 2001). Важно отметить, что в нем расчетные данные (энергетические спектры и спектры ЛПЭ потоков заряженных частиц, погло-

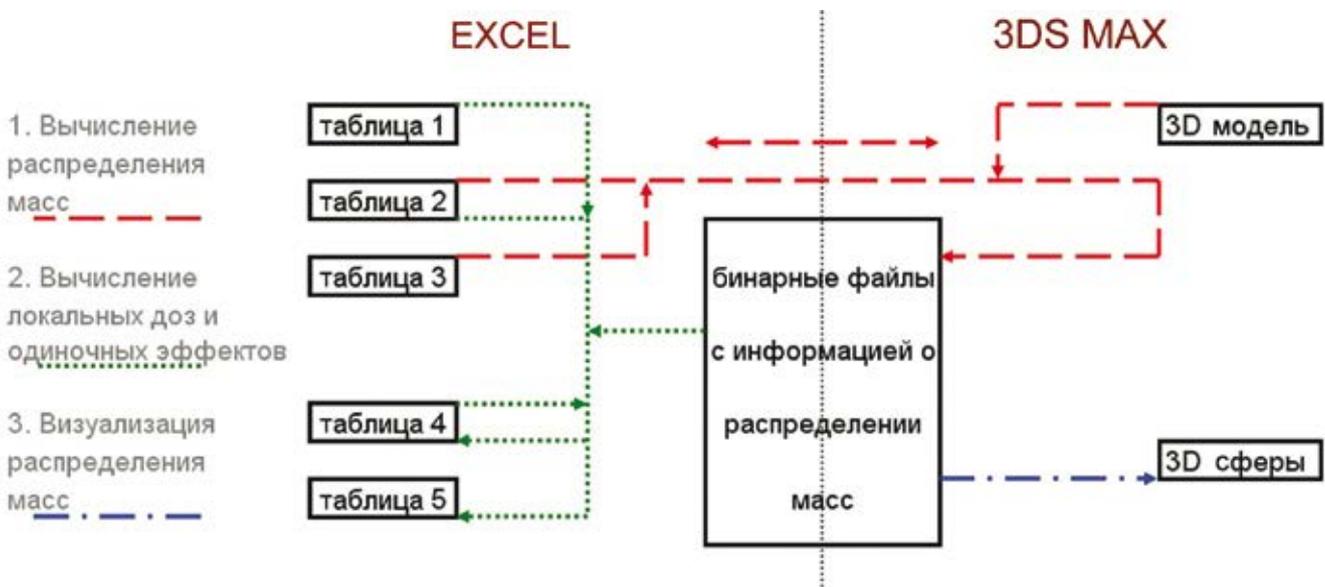
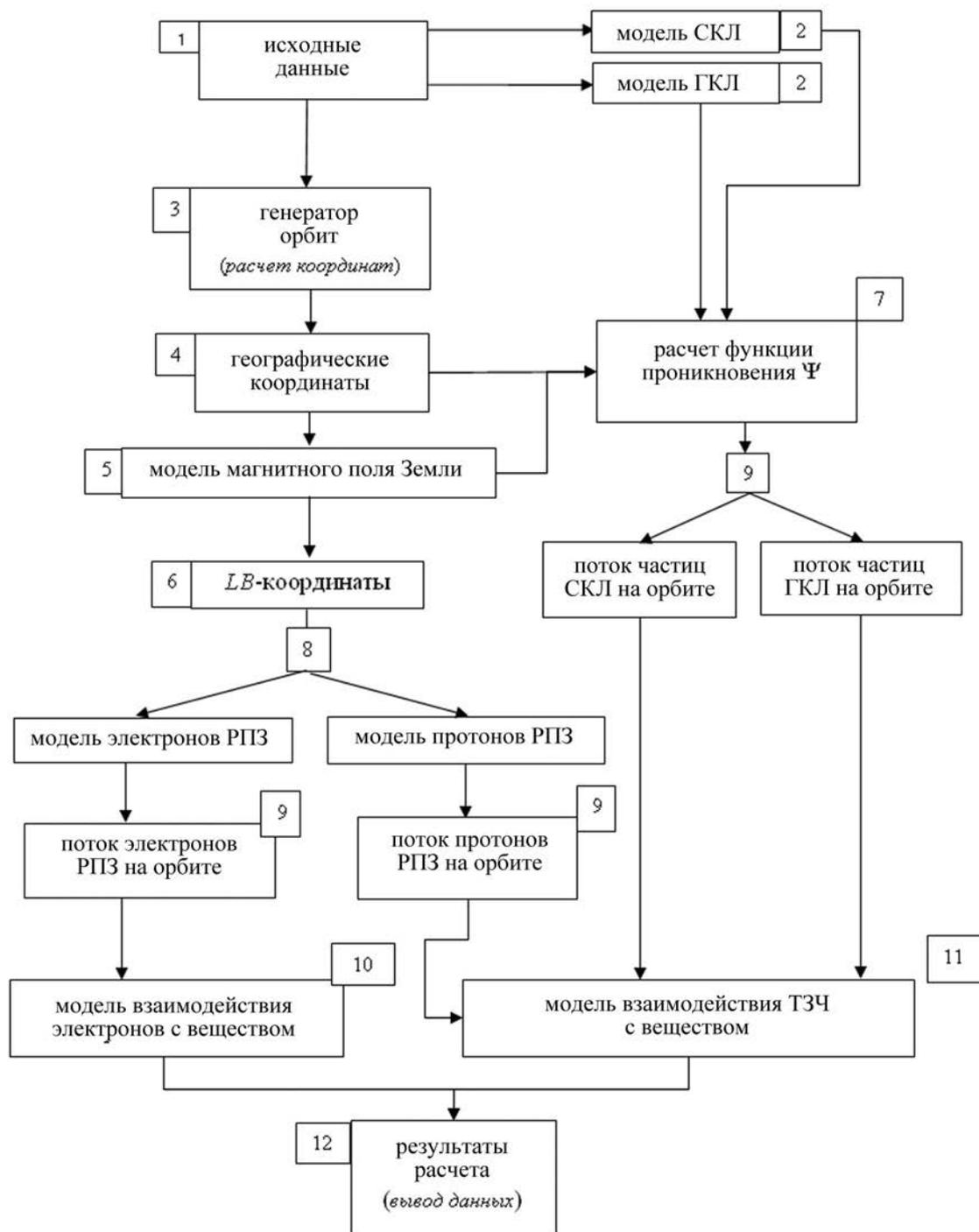


рисунок 1. Структурная схема взаимодействия программ в ПК «LocalDose&SEE»



**рисунок 2.** Блок-схема ПК «FD-ORBIT2»

щенные дозы, частота одиночных эффектов) представлены в зависимости от толщины сферической защиты из алюминия (в интервале от 0,01 до 100 г/см<sup>2</sup>). Эти данные позволяют уже на начальных этапах проектирования КА и бортовой аппаратуры оценивать уровень требований к радиационной стойкости используемых комплектующих.

В дальнейшем, учитывая возрастающие требования к надежности бортовой аппаратуры, в частности для долговременных межпланетных

полетов КА, совершенствование компьютерных технологий для оценки и прогнозирования радиационных условий и радиационной стойкости продолжалось по нескольким направлениям, включая учет реальной конфигурации защиты на КА из-за его сложной конструкции и компоновки.

В 2000 году НИИЯФ МГУ, НПО им. С.А. Лавочкина и ИЯИ РАН выиграли конкурс и начали совместную работу над трехлетним проектом ИНТАС-629 «Исследование межпла-

нетных высокоэнергетических радиационных полей и моделирование радиационных эффектов для долговременных межпланетных полетов». В рамках этого проекта ученые НИИЯФ МГУ и ИЯИ РАН разработали и уточнили модели потоков заряженных частиц космического пространства и дополнили расчетные потоки частиц за защитой учетом потоков частиц вторичного излучения (*Kuznetsov N.V., Nymmik R.A., Sobolevsky N.M.*, 2002). В результате этой работы (а в дальнейшем и с участием специалистов из ЦНИИмаш) в НИИЯФ МГУ была создана более совершенная версия программного обеспечения, получившего название «COSRAD» (*Кузнецов Н.В. и др.*, 2011) и обеспечивающего расчеты характеристик радиационных условий и радиационного воздействия на околоземных и межпланетных КА.

Параллельно, специалисты НПОЛ в рамках программы ИНТАС-629 одними из первых в России создали первую версию комплекса программ (*Пичхадзе К.М., Хамидуллина Н.М., Зефирова И.В.*, 2006), позволяющего рассчитывать локальные поглощенные (при необходимости, эквивалентные) дозы в любом месте КА с использованием его компьютерной 3D-модели, выполненной в технологии САПР. Дальнейшее совершенствование этого программного продукта с учетом модели одиночных эффектов НИИЯФ МГУ привело к созданию программного комплекса (ПК) «LocalDose&SEE», который успешно используется для расчета локальных значений основных радиационных характеристик в аппаратуре и устройствах КА (*Хамидуллина Н.М.*, 2008). Схема ПК «LocalDose&SEE» представлена на рисунке 1.

При исследовании условий функционирования КА на сложных эволюционирующих околоземных орбитах (КА «Спектр-Р», «Гамма-400», ТМ «Двина» и т.п.) возникла актуальная и нетривиальная прикладная задача – создать программный продукт, который позволял бы оперативно и с хорошей точностью рассчитать весь набор основных физических параметров, характеризующих радиационные условия полета на таких орбитах. При поддержке коллег из НИИЯФ МГУ в НПОЛ был разработан решающий эту сложную задачу ПК «FD-ORBIT\_ERB» (*Артемов М.Е., Кузнецов Н.В.*, 2008; *Артемов М.Е.*, 2010), а затем и усовершенствованный «FD-ORBIT2», учитывающий, помимо потоков заряженных частиц от РПЗ, и вклад от СКЛ и ГКЛ. Блок-схема «FD-ORBIT2» представлена на рисунке 2.

В заключение хочется еще раз отметить неопределимый вклад университетской науки в лице

НИИЯФ МГУ в создание оперативной, современной и развивающейся службы радиационного мониторинга в НПОЛ и выразить уверенность в дальнейшем плодотворном и творческом сотрудничестве специалистов НПО им. С.А. Лавочкина и НИИЯФ МГУ.

## список литературы

*Артемов М.Е., Кузнецов Н.В.* FD-ORBIT – программа расчета радиационных условий на трассах полета орбитальных космических аппаратов // Актуальные проблемы российской космонавтики. Материалы XXXII академических чтений по космонавтике. Москва, 29 января-1 февраля 2008 г. / Под общ. ред. А.К. Медведевой. М., 2008. С. 460.

*Артемов М.Е.* Расчет радиационных условий для сложной эволюционирующей орбиты КА в радиационных поясах Земли // Полет, 2010. № 8. С. 22-25.

*Баширов В.Ф., Кузнецов Н.В., Ныммик Р.А.* Оценка интенсивности одиночных сбоев микросхем на космических аппаратах // Вопросы атомной науки и техники (ВАНТ). Сер. Физика радиационного воздействия на радиоэлектронную аппаратуру, 1999. Вып. 1-2. С. 142-145.

*Кузнецов Н.В.* Частота одиночных случайных эффектов в электронике на борту космических аппаратов // Космические исследования, 2005. Т. 43, № 6. С. 443-451.

*Кузнецов Н.В., Мальшикин Ю.М., Н.И. Николаева Н.И., Ныммик Р.А. и др.* Программный комплекс COSRAD для прогнозирования радиационных условий на борту космических аппаратов // Вопросы атомной науки и техники (ВАНТ). Сер. Физика радиационного воздействия на радиоэлектронную аппаратуру, 2011. Вып. 2. С. 72-78.

*Кузнецов Н.В., Панасюк М.И., Ныммик Р.А.* Одиночные сбои цифровых интегральных микросхем в бортовой микроэлектронике // Новые наукоемкие технологии в технике: энциклопедия. М., 2000. Т. 16. С. 206-237.

*Панасюк М.И., Тулунов В.И., Кузнецов Н.В.* Радиация в космосе. НИИЯФ МГУ и НПО им. С.А. Лавочкина – годы сотрудничества // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина, 2012. № 4.

*Пичхадзе К.М., Хамидуллина Н.М., Зефирова И.В.* Расчет локальных поглощенных доз с учетом реальной конфигурации космического аппарата // Космические исследования, 2006. Т. 44, № 2. С. 179-182.

*Хамидуллина Н.М.* Расчет радиационных характеристик бортовой аппаратуры с использованием трехмерной модели КА // Полет, 2008. № 10. С. 49-55.

*Хамидуллина Н.М., Кузнецов Н.В., Ныммик Р.А., Артемов М.Е.* Радиационные условия в период полета космического аппарата «Фобос-Грунт» // Сборник научных трудов НПО им. С.А. Лавочкина / Под. общ. ред. д.т.н. С.Д. Куликова, 2001. Вып. 3. С. 25-29.

*Kuznetsov N.V., Nymmik R.A., Sobolevsky N.M.* Estimates of radiation effect for a spacecraft on the Earth-Mars-Earth route // Advances in Space Research, 2002. V. 30/4. P. 985-988.

*Статья поступила в редакцию 31.05.2012 г.*

## АДАПТИВНЫЙ ТЕРМИНАЛЬНЫЙ АЛГОРИТМ НАВЕДЕНИЯ ДЛЯ ПОСАДКИ НА ЛУНУ

**Б.И. Жуков\***,  
juk@kiaml.rssi.ru;

**Ю.К. Зайко\*\***,  
zaiko@laspase.ru;

**В.Н. Лихачев\*\***,  
кандидат технических наук,  
fed\_vp@laspase.ru;

**Ю.Г. Сихарулидзе\***,  
профессор, доктор технических наук,  
sikh@kiaml.rssi.ru;

**А.Г. Тучин\***,  
доктор физико-математических наук,  
tag@kiaml.rssi.ru;

**В.П. Федотов\*\***,  
fed\_vp@laspase.ru

*В статье рассматривается управление траекторией движения посадочного аппарата от момента схода с предпосадочной окололунной орбиты до прилунения. Разработаны многошаговые терминальные алгоритмы наведения для трех участков траектории спуска: основного торможения с маневром по дальности, прецизионного торможения с вертикальным снижением и заключительного торможения с мягкой посадкой. Получены оценки предельных ошибок по дальности и горизонтальной скорости в начале вертикального участка спуска, которые позволяют компенсировать алгоритм наведения. Определены потребные углы отклонения продольной оси посадочного аппарата от гравитационной вертикали для компенсации ошибок и дополнительный расход топлива.*

*Ключевые слова: посадка на Луну; терминальное наведение; адаптивный алгоритм.*

### Введение

В юбилейный год образования НПО им. С.А. Лавочкина приятно подводить итоги совместных работ ведущих организаций в области освоения космического пространства. Успешная достав-

## ADAPTIVE ALGORITHM OF TERMINAL GUIDANCE FOR LUNAR LANDING

**B.I. Zhukov\***,  
juk@kiaml.rssi.ru;

**Yu.K. Zayko\*\***,  
zaiko@laspase.ru;

**V.N. Likhachev\*\***,  
Candidate of Engineering,  
fed\_vp@laspase.ru;

**Yu.G. Sikharulidze\***,  
Professor, Doctor of Engineering,  
sikh@kiaml.rssi.ru;

**A.G. Tuchin**,  
Doctor of Physical and Mathematical Sciences\*,  
tag@kiaml.rssi.ru;

**V.P. Fedotov\*\***,  
fed\_vp@laspase.ru

*The article deals with lander trajectory control starting from SC deorbiting from pre-landing near-lunar orbit till the Moon landing. Multistep terminal guidance algorithms are developed for three phases of descent trajectory: main braking phase with range maneuver, precision braking phase with vertical descent and final braking phase with soft landing.*

*Limiting errors of range and horizontal velocity at the beginning of vertical descent phase are estimated, those allow to compensate the guidance algorithm.*

*Required deflection angles of Lander longitudinal axis from gravity vertical for error compensation and extra fuel consumption are determined.*

*Keywords:*  
lunar landing;  
terminal guidance;  
adaptive algorithm

ка на поверхность Луны автоматических станций с «Луноходом-1 и -2» и запуск возвратных ракет для доставки на Землю образцов лунного грунта осуществились благодаря совместной творческой

\* Keldysh Institute of Applied Mathematics RAS, Russia, Moscow.

\*\* Federal Enterprise «Lavochkin Association», Russia, Moscow region, Khimki.

\* Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН, Россия, г. Москва.

\*\* ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.

работе специалистов НПО им. С.А. Лавочкина и ИПМ им. М.В. Келдыша. В настоящее время совместными усилиями специалистов этих организаций на новом уровне развития космической техники разрабатывается проект доставки посадочных аппаратов (ПА) в приполярные районы Луны. Предлагаемая публикация отражает один из многих аспектов этой совместной работы

Рассматривается задача наведения ПА от точки схода с окололунной предпосадочной орбиты прилунения. Схема спуска и посадки аналогична реализованной в программе полета автоматической станции «Луна-16» (*Автоматические космические аппараты для фундаментальных и прикладных научных исследований*, 2010).

Вся траектория спуска разделена на три участка. Первый участок начинается в точке схода с предпосадочной орбиты и заканчивается на высоте 1500 м в момент, когда траектория становится вертикальной со скоростью снижения  $V_r = -5$  м/с. Участок прецизионного торможения с вертикальным снижением заканчивается на высоте 50 м с такой же скоростью снижения. Третий участок заканчивается прилунением. В момент прилунения скорость снижения не должна превышать 3.5 м/с, а горизонтальная составляющая скорости должна быть меньше 1 м/с.

Двигательная установка ПА имеет три тормозных двигателя для управления траекторией движения центра масс. Корректирующий-тормозной двигатель (КТД) имеет тягу  $P_{\text{КТД}} = 420 \pm 20$  кгс и удельную тягу  $P_{\text{уд}} = 320$  с. Диапазон возможного регулирования тяги двигателя составляет от 400 до 480 кгс. КТД работает на первом и втором участках, на первом участке – непрерывно. На втором участке сначала происходит свободное падение ПА, а затем включается КТД, который обеспечивает гашение скорости падения и выполнение заданных конечных условий.

Два двигателя мягкой посадки (ДМП 1, 2) работают одновременно и используются только на третьем участке. Их суммарная тяга  $P_{\text{ДМП}} = 120 \pm 10$  кгс при удельной тяге 300 с. Величины тяг двигателей могут отклоняться от среднего значения в указанных пределах. Из-за отсутствия возможности регулирования величины тяги ДМП сначала реализуется участок свободного падения, а затем одновременно включаются оба ДМП.

Существующая неопределенность в величинах тяг КТД и ДМП, а также некоторая неопределенность в знании начальной массы ПА при сходе с предпосадочной орбиты (вследствие проведенных ранее маневров) существенно усложняют задачу точного приведения ПА в заданное место посадки. Отсюда следует целесообразность использования терминальных алгоритмов наведения (*Охоцимс-*

*кий Д.Е., Голубев Ю.Ф., Сухарулидзе Ю.Г., 1975)* с адаптацией к фактическим условиям движения.

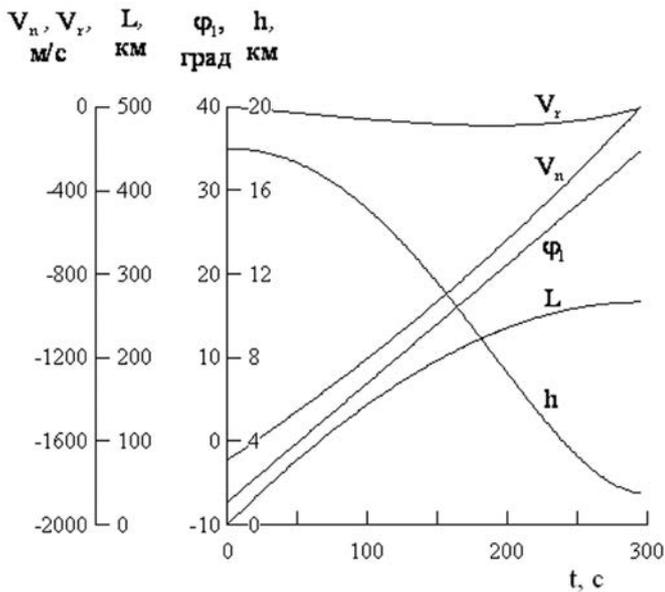
## 1. Участок основного торможения с маневром по дальности

Параметры предпосадочной орбиты  $18 \times 100$  км (скорость, высота, угол наклона траектории) мало меняются в окрестности периселения. Если выбрать точку схода в диапазоне значений истинной аномалии  $-10^\circ \leq \nu_0 \leq +10^\circ$ , то расход топлива на торможение оказывается примерно одинаковым при выполнении заданных условий в конце первого участка спуска. Указанный диапазон соответствует вариации времени начала маневра в пределах до  $\pm 3$  мин, что эквивалентно сдвигу точки схода по орбите на  $\pm 306$  км. Такие ошибки по времени и положению можно компенсировать за счет выбора точки схода в окрестности периселения предпосадочной орбиты.

При спуске из периселения расход топлива на первом участке составляет  $m_{\text{топлива}} = 389,4$  кг (для начальной массы ПА 911 кг).

На рисунке 1 показан пример траектории спуска ПА из периселения предпосадочной орбиты до высоты 1500 м с линейным законом изменения по времени угла тангажа. Здесь  $h$  – высота;  $V_n$  – горизонтальная скорость;  $V_r$  – вертикальная скорость;  $L$  – дальность по поверхности Луны;  $\phi_1$  – угол тангажа,  $t$  – время. После схода ПА с предпосадочной орбиты возможно изменять дальность спуска за счет вариации тяги КТД в диапазоне регулирования  $400 \text{ кгс} \leq P_{\text{КТД}} \leq 480 \text{ кгс}$ . В первом приближении можно допустить, что при вариации тяги КТД удельная тяга не меняется. Если принять дальность спуска с тягой  $P_{\text{КТД}} = 420$  кгс в качестве номинальной, то при минимальной тяге в диапазоне регулирования  $P_{\text{КТД}} = 400$  кгс дальность по поверхности Луны увеличивается на 13.4 км, а при максимальной тяге  $P_{\text{КТД}} = 480$  кгс уменьшается на -33.3 км. Полученный диапазон изменения дальности (от -33.3 км до +13.3 км) является теоретической оценкой зоны дополнительного маневра в плоскости спуска при вариации тяги в диапазоне от 400 до 480 кгс. Дополнительный продольный маневр за счет вариации тяги может быть использован уже после схода с орбиты для коррекции траектории ПА с целью приведения его в заданную точку посадки, т.е. на участке первого торможения с маневром по дальности.

Процесс наведения является многошаговым (или итеративным). Время полета разбивается на интервалы (шаги) постоянной длительности по времени, такие, чтобы все расчеты по выбору параметров наведения для остающейся траекто-



**рисунок 1.** Параметры траектории спуска из периселения на высоте 18 км до высоты 1500 м с линейным изменением угла тангажа в стартовой системе координат

рии укладывались в пределах одного шага. В алгоритме принята длительность шага коррекции параметров наведения 1 с.

Для коррекции параметров наведения необходимо выполнить прогноз остающейся траектории и решить краевую задачу из условия получения заданных терминальных параметров движения.

В разработанном алгоритме терминального наведения используется численный прогноз остающейся траектории спуска (Numerical Predictor-Corrector-NPC) (Охоцимский Д.Е., Голубев Ю.Ф., Сихарулидзе Ю.Г., 1975). На первом участке спуска определяются два параметра линейной программы угла тангажа в стартовой инерциальной системе координат: начальный угол тангажа  $\phi_{01}$  и его производная по времени (или скорость поворота по тангажу)  $\dot{\phi}_1$ . Два параметра позволяют выполнить два условия в конце первого участка: по высоте  $h_1$  и скорости снижения  $V_{r1}$ . Расчет прогнозной траектории для остающейся части первого участка спуска заканчивается в тот момент, когда горизонтальная скорость обращается в нуль:  $V_n = 0$ .

Частные производные  $\frac{\partial h_1}{\partial \phi_{01}}, \frac{\partial V_{r1}}{\partial \phi_{01}}, \frac{\partial h_1}{\partial \dot{\phi}_1}, \frac{\partial V_{r1}}{\partial \dot{\phi}_1}$ ,

вычисляются на каждом шаге коррекции управления методом конечных разностей. Для этого выполняется расчет трех прогнозных траекторий: опорной (с параметрами управления, выбранными на предыдущем шаге) и двух с поочередными вариациями параметров управления.

Далее рассматривается система двух алгебраических уравнений для определения поправок к параметрам наведения на предыдущем шаге

$$h^{(0)} + \frac{\partial h_1}{\partial \phi_{01}} \Delta \phi_0 + \frac{\partial h_1}{\partial \dot{\phi}_1} \Delta \dot{\phi} = h_1, \quad (1)$$

$$V_r^{(0)} + \frac{\partial V_{r1}}{\partial \phi_{01}} \Delta \phi_0 + \frac{\partial V_{r1}}{\partial \dot{\phi}_1} \Delta \dot{\phi} = V_{r1}.$$

Здесь  $h^{(0)}, V_r^{(0)}$  соответствуют опорной траектории.

Найденные из решения системы (1) поправки для угла тангажа  $\Delta \phi_0$  и для угловой скорости поворота по тангажу ( $\Delta \dot{\phi}$ ) позволяют в линейном приближении скорректировать параметры наведения на текущем шаге

$$\phi_{0j} = \phi_{0j-1} + \Delta \phi_0, \quad \dot{\phi}_j = \dot{\phi}_{j-1} + \Delta \dot{\phi}. \quad (2)$$

Уточненное управление (2) должно обеспечить удовлетворение заданных терминальных условий при отсутствии возмущений. На самом деле имеются методические ошибки алгоритма наведения, инструментальные ошибки, ошибки исполнения команд и т.д. Поэтому выбранное управление используется только на одном шаге длительностью 1 с, а затем параметры наведения снова корректируются. Чем короче остающаяся траектория, тем меньше влияние возмущающих факторов на выбираемое управление.

Алгоритм терминального наведения на первом участке спуска работает с момента включения КТД, т.е. с начального момента схода ПА с предпосадочной орбиты, и до выхода на второй участок – вертикального спуска. Точка схода выбирается на таком угловом расстоянии от заданной точки посадки, которое равно номинальной угловой дальности первого участка спуска, так как второй и третий участки в номинальном случае являются вертикальными.

Если возникает ошибка по времени включения КТД или тяга КТД отличается от номинальной в диапазоне допуска  $\pm 20$  кгс, то конечная точка первого участка спуска в общем случае не будет находиться над заданной точкой посадки. Траектория с недолетом реализуется при раннем сходе с предпосадочной орбиты (ошибка величины истинной аномалии точки схода  $\Delta v_0 < 0$ ) и номинальной тяге КТД. При позднем сходе с предпосадочной орбиты (ошибка величины истинной аномалии точки схода  $\Delta v_0 < 0$ ) и номинальной тяге КТД реализуется траектория с перелетом.

Для компенсации начальной ошибки в точке схода и ненормальной тяги КТД разработан алгоритм адаптации, основанный на использовании навигационной оценки величины начальной ошибки в точке схода и измерениях кажущегося ускорения в

процессе движения ПА на первом участке спуска.

Кажущееся ускорение под действием силы тяги двигателя

$$W = \frac{P}{m_0 - |\dot{m}|t},$$

где  $P$  – тяга двигателя;  $m_0$  – начальная масса ПА;  $|\dot{m}|$  – секундный расход топлива ( $m < 0$  т.к. масса ПА убывает);  $t$  – время работы двигателя от момента включения.

С учетом соотношения

$$P = g_0 |\dot{m}| P_{уд},$$

где  $P_{уд}$  – удельная тяга, можно записать

$$W = \frac{g_0 P_{уд}}{\tau - t}. \quad (3)$$

Здесь

$$\tau = \frac{m_0}{|\dot{m}|} \quad (4)$$

– время «полного сгорания» ПА. В уравнении (3) уточняемыми параметрами (или параметрами адаптации) являются удельная тяга  $P_{уд}$  и время «полного сгорания»  $\tau$ , задаваемое соотношением (4).

Теоретически для определения двух уточняемых параметров,  $P_{уд}$  и  $\tau$ , достаточно иметь два измерения кажущегося ускорения,  $W_1$  и  $W_2$ , отвечающих моментам времени работы двигателя  $t_1$  и  $t_2$

$$W_1 = \frac{g_0 P_{уд}}{\tau - t_1} \quad \text{и} \quad W_2 = \frac{g_0 P_{уд}}{\tau - t_2}. \quad (5)$$

Из двух уравнений (5) имеем

$$\tau = \frac{W_2 t_2 - W_1 t_1}{W_2 - W_1} \quad (6)$$

– время «полного сгорания» ПА и

$$P_{уд} = \frac{W_1 W_2 (t_2 - t_1)}{g_0 (W_2 - W_1)} \quad (7)$$

– удельная тяга.

В действительности, при наличии инструментальных и других ошибок измерения кажущегося ускорения должны проводиться с некоторым шагом на протяжении всего времени работы двигателя, а уточняемые усредненные параметры адаптации (6) и (7) должны использоваться для прогноза остающейся траектории движения. Для коррекции параметров наведения с учетом реализовавшейся траектории движения и уточненных параметров адаптации решается краевая задача.

На первом участке спуска КТД работает непрерывно от начала и до конца. При номинальной тяге  $P_{КТД} = 420$  кгс угловая дальность спуска из периселения составляет  $\Phi_0 = 8.791^\circ$ , возможный

разброс величин тяг КТД находится в пределах  $\pm 20$  кгс. В случае минимальной тяги в диапазоне возможных разбросов ( $P_{КТД} = 400$  кгс) реализуется максимальная угловая дальность спуска  $\Phi_{\max} = 9.237^\circ$  (перелет на 13.4 км), а в случае максимальной тяги в диапазоне возможных разбросов ( $P_{КТД} = 440$  кгс) – минимальная угловая дальность спуска  $\Phi_{\min} = 8.396^\circ$  (недолет на -11.9 км). Следовательно, фактическая угловая дальность первого участка спуска определяется реализовавшейся величиной тяги КТД в диапазоне возможных разбросов. В рассматриваемом диапазоне  $P_{КТД} = 420 \pm 20$  кгс имеем производную

$$\frac{\partial \Phi}{\partial P} \cong -0.021 \frac{\text{град}}{\text{кгс}} \quad \text{или} \quad \frac{\partial L}{\partial P} \cong -600 \frac{\text{м}}{\text{кгс}}. \quad (8)$$

После схода ПА с предпосадочной орбиты известна начальная угловая ошибка точки схода  $\Delta v_0$ , определяемая на основе автономных измерений. Тогда фактическая угловая дальность от реализовавшейся точки схода до заданной точки посадки (которая задается условием посадки из периселения с угловой дальностью  $\Phi_0 = 8.791^\circ$ ) составит

$$\Phi_{\text{факт}} = \Phi_0 - \Delta v_0, \quad (9)$$

где  $\Phi_0$  – угловая дальность от номинальной точки схода до заданной точки посадки.

Пусть  $\Phi_i$  – пройденная угловая дальность от точки схода ПА с предпосадочной орбиты до текущей точки, известная из решения навигационной задачи;  $\Phi_{i \text{ прог}}$  – прогнозная угловая дальность остающейся траектории. Для приведения ПА в заданную точку посадки должно выполняться условие

$$\Phi_i + \Phi_{i \text{ прог}} = \Phi_{\text{факт}}$$

или с учетом (9)

$$\Phi_i + \Phi_{i \text{ прог}} = \Phi_0 - \Delta v_0. \quad (10)$$

Если

$$\Phi_i + \Phi_{i \text{ прог}} > \Phi_0 - \Delta v_0,$$

то прогнозируется траектория с перелетом, и для устранения промаха тяга КТД должна быть увеличена в допустимом диапазоне регулирования

$$400 \text{ кгс} \leq P_{КТД} \leq 480 \text{ кгс}. \quad (11)$$

Если

$$\Phi_i + \Phi_{i \text{ прог}} < \Phi_0 - \Delta v_0,$$

то прогнозируется траектория с недолетом, и для устранения промаха тяга КТД должна быть уменьшена в допустимом диапазоне регулирования (11).

Пусть  $\Phi_i^*$  – угловая дальность от текущей точки до заданной точки посадки. Тогда с учетом (10) можно записать

$$\Phi_i^* = \Phi_0 - \Delta v_0 - \Phi_i.$$

Ошибка по угловой дальности из-за отклонения величины тяги КТД от номинального значения и начальной ошибки в точке схода

$$\Delta\Phi_{i\text{прог}} = \Phi_{i\text{прог}} - \Phi_i^* \quad (12)$$

Для компенсации этой ошибки необходимо корректировать величину тяги КТД согласно условию

$$\Delta\Phi_{i\text{прог}} + \frac{\partial\Phi}{\partial P} \Delta P = 0, \quad (13)$$

где  $\frac{\partial\Phi}{\partial P}$  определяется соотношением (8).

Поправка к величине тяги (знание самой величины тяги не требуется) вычисляется из соотношения (13)

$$\Delta P = - \frac{\Delta\Phi_{i\text{прог}}}{\frac{\partial\Phi}{\partial P}} \quad (14)$$

Если тяга КТД меняется ступенчато согласно условию (14), то в предположении постоянства удельной тяги также ступенчато будет меняться секундный расход топлива. Поэтому в БЦВМ системы управления будут поступать новые измерения кажущегося ускорения  $W$ , отвечающие новому режиму работы КТД. Все предыдущие измерения  $W$  должны быть отброшены, а для вычисления параметров адаптации  $\tau$  и  $P_{уд}$  должны использоваться только новые измерения, отвечающие новому режиму тяги КТД:  $P_{КТД} + \Delta P$ . Новые параметры адаптации используются для прогноза остающейся траектории до конца первого участка спуска либо до нового изменения режима работы двигателя.

При расчете прогнозной траектории до конца первого участка спуска кажущееся ускорение вычисляется по формуле

$$W(t) = \frac{g_0 P_{уд}}{\tau - t},$$

где  $\tau$  – параметр адаптации, определенный после скачка по тяге;  $t$  – время, отсчитываемое с мо-

мента скачка по тяге.

Поправка к величине тяги  $\Delta P$  вычисляется на каждом шаге коррекции параметров управления  $\Phi_{01}$  и  $\dot{\Phi}_1$ .

В таблице 1 приведены результаты численного моделирования работы алгоритма наведения на первом участке спуска. Изменение тяги КТД в заданном диапазоне  $\pm 20$  кгс при нулевой начальной ошибке точки схода ( $\Delta v_0 = 0$ ) практически не влияет на время спуска  $t_1$ , выполнение терминальных условий ( $h_1, V_{r1}$ ) и дальность траектории ( $\Phi_1$  – угловую или  $L_1$  – линейную). Расход топлива по сравнению с номинальной величиной тяги КТД не меняется ( $\Delta m_{\text{топ } 1} = 0$ ).

При ошибке реализации точки схода ПА с предпосадочной орбиты в пределах  $\pm 0.5^\circ$  дальность первого участка спуска меняется соответственно, но терминальные параметры движения выдерживаются с принятой точностью. Расход топлива по сравнению с номинальной величиной тяги КТД меняется в пределах  $\Delta m_{\text{топ } 1} = \pm 0.3$  кг.

## 2. Участок прецизионного торможения

Номинально второй участок спуска ПА, или участок прецизионного торможения, должен быть вертикальным. В действительности первый участок спуска заканчивается при выполнении условия  $V_n = 0$ , т.е. при нулевой горизонтальной скорости, но при этом могут иметь место ошибки: по высоте  $\Delta h_1$ , по вертикальной скорости  $\Delta V_{r1}$  и по угловой дальности  $\Delta \Phi_1$ . Ошибки по высоте и вертикальной скорости, известные из решения навигационной задачи, можно рассматривать как небольшие изменения начальных условий для второго участка спуска. Эти ошибки будут учитываться автоматически при решении краевой задачи по выбору управления на втором участке спуска.

Ошибка по угловой дальности  $\Delta \Phi_1 \neq 0$  означа-

**таблица 1** – Влияние величины тяги КТД и ошибки точки схода на параметры движения ПА в конце первого участка спуска

$P_{КТД}$ , кгс	$\Delta v_0$ , град	$t_1$ , с	$h_1$ , м	$V_{r1}$ , м/с	$V_{n1}$ , м/с	$\Phi_1$ , град	$L_1$ , км	$\Delta m_{\text{топ } 1}$ , кг	примечание
420	0	295.45	1504	-5.0	0	8.791	266.726	0	номинальная тяга КТД
440	0	295.70	1499	-5.0	0	8.791	266.725	0	максимальная тяга КТД
400	0	295.20	1500	-4.6	0	8.791	266.723	0	минимальная тяга КТД
446.3	+0.5	278.17	1504	-5.2	0	8.291	251.559	-0.3	поздний сход с орбиты
396.7	-0.5	312.75	1499	-5.0	0	9.291	281.899	+0.3	ранний сход с орбиты

ет, что проекция начальной точки второго участка спуска на поверхность Луны не совпадает с заданной точкой посадки в плоскости движения. Ошибку по угловой дальности, если она существует, необходимо устранить на втором участке, чтобы обеспечить благоприятные условия движения на заключительном третьем участке спуска. При этом второй участок спуска уже не может быть вертикальным.

На втором участке для управления направлением вектора тяги КТД в плоскости движения также используется линейный закон изменения угла тангажа по времени

$$\phi(\tilde{t}) = \phi_{02} + \dot{\phi}_2 \tilde{t}, \quad (15)$$

где  $\phi_{02}$  – начальный угол тангажа в момент включения КТД на втором участке;  $\dot{\phi}_2$  – угловая скорость вращения ПА по тангажу;  $\tilde{t}$  – время, отсчитываемое от момента включения КТД.

При известной величине тяги РКТД имеются три параметра управления:  $\phi_{02}$ ,  $\dot{\phi}_2$  и время включения КТД  $t_{\text{вкл}2}$  (или высота включения  $h_{\text{вкл}2}$ ) для удовлетворения трех граничных условий в конце второго участка спуска

$$h_2 = 50 \text{ м}, \Delta\Phi_2 = 0, V_{r2} = 0. \quad (16)$$

Трехпараметрическая краевая задача (16), которая решается от начала второго участка до момента включения КТД, требует расчета четырех прогнозных траекторий от текущей точки до конца второго участка, который фиксируется при выполнении условия  $V_{r2} = -5 \text{ м/с}$ .

Система линейных алгебраических уравнений для поправок

$$\begin{aligned} h_2^{(0)} + \frac{\partial h_2}{\partial \phi_{02}} \Delta\phi_0 + \frac{\partial h_2}{\partial \dot{\phi}_2} \Delta\dot{\phi} + \frac{\partial h_2}{\partial t_{\text{вкл}2}} \Delta t_{\text{вкл}} &= h_2, \\ \Delta\Phi_2^{(0)} + \frac{\partial \Phi_2}{\partial \phi_{02}} \Delta\phi_0 + \frac{\partial \Phi_2}{\partial \dot{\phi}_2} \Delta\dot{\phi} + \frac{\partial \Phi_2}{\partial t_{\text{вкл}2}} \Delta t_{\text{вкл}} &= 0, \\ V_{r2}^{(0)} + \frac{\partial V_{r2}}{\partial \phi_{02}} \Delta\phi_0 + \frac{\partial V_{r2}}{\partial \dot{\phi}_2} \Delta\dot{\phi} + \frac{\partial V_{r2}}{\partial t_{\text{вкл}2}} \Delta t_{\text{вкл}} &= V_{r2} \end{aligned}$$

позволяет вычислить поправки к параметрам наведения для текущего шага

$$\Delta\phi_0, \Delta\dot{\phi}, \Delta t_{\text{вкл}}$$

и перейти к уточненному управлению на этом шаге

$$\phi_{0j} = \phi_{0j-1} + \Delta\phi_0, \dot{\phi}_j = \dot{\phi}_{j-1} + \Delta\dot{\phi}, t_{\text{вкл}j} = t_{\text{вкл}j-1} + \Delta t_{\text{вкл}}.$$

Здесь  $h_2^{(0)}, \Delta\Phi_2^{(0)}, V_{r2}^{(0)}$  – параметры опорной прогнозной траектории в конце второго участка спуска, соответствующие параметрам наведения на предыдущем шаге;  $h_2$  и  $V_{r2}$  – заданные параметры движения в конце второго участка спуска.

При прогнозе остающейся траектории, который выполняется до момента включения КТД, используются параметры адаптации  $\tau$  и  $P_{\text{уд}}$ ,

уточненные на момент окончания первого участка спуска. По существу, в начале второго участка определяются момент включения КТД  $t_{\text{вкл}2}$  и программа тангажа (15), позволяющие выполнить требуемые условия в конце этого участка спуска, если характеристики КТД после его включения окажутся такими же, как в конце первого участка спуска.

При достижении расчетного времени включения  $t_{\text{вкл}2}$  (или высоты  $h_{\text{вкл}2}$ ) происходит включение КТД, причем тяга  $P_{\text{КТД}}$  и удельная тяга  $P_{\text{уд}}$  могут отличаться от значений, которые были реализованы в конце первого участка спуска и использовались при решении трехпараметрической краевой задачи в начале второго участка. По измерениям кажущегося ускорения  $W$  уточняются фактические значения параметров адаптации: времени «полного сгорания»  $\tau$  и удельной тяги  $P_{\text{уд}}$ . Если уточненные параметры адаптации отличаются от использованных при решении краевой задачи не более чем на 3%, то сохраняются выбранный режим работы КТД и выбранная программа угла тангажа.

Если фактические параметры адаптации отличаются более чем на 3%, то высота выключения КТД в конце второго участка при достижении заданной скорости снижения ПА  $V_{r2} = -5 \text{ м/с}$  будет выходить за пределы допусков ( $h_2 = 50 \pm 0.5 \text{ м}$ ).

Когда фактическая тяга КТД больше той, которая использовалась при прогнозе, в момент достижения заданной скорости снижения  $V_{r2}$  конечная высота будет превышать заданную ( $h_2 = 50 \text{ м}$ ), а когда тяга меньше – конечная высота будет меньше заданной. При вертикальном спуске с фактической тягой  $P_{\text{КТД}} = 440 \text{ кгс}$  и использовании в прогнозе номинальной тяги  $P_{\text{КТД}} = 420 \text{ кгс}$  второй участок спуска заканчивается на высоте 67 м, т.е. ошибка по высоте составляет +17 м. Если фактическая тяга КТД оказывается минимальной  $P_{\text{КТД}} = 400 \text{ кгс}$ , то конечная высота снижается до 32 м, т.е. ошибка по высоте составляет -18 м. Отсюда можно оценить среднюю производную конечной высоты второго участка по тяге КТД

$$\frac{\partial h}{\partial P} = \frac{\pm 17.5 \text{ м}}{\pm 20 \text{ кгс}} = 0.88 \frac{\text{м}}{\text{кгс}}.$$

Обратная величина, т.е. производная тяги КТД по высоте окончания второго участка спуска, составляет

$$\frac{\partial P}{\partial h} = 1.14 \frac{\text{кгс}}{\text{м}}. \quad (17)$$

Эта производная (17) используется в алгоритме адаптации.

После включения КТД на втором участке спуска время включения  $t_{\text{вкл}2}$  перестает быть параметром наведения, т.е. краевая задача по выбору

параметров наведения становится двухпараметрической. На каждом шаге коррекции управления определяются только начальный угол тангажа  $\varphi_{02}$  для остающейся части траектории спуска и угловая скорость по тангажу  $\dot{\varphi}_2$ .

С момента включения двигателя начинается обработка поступающих измерений кажущегося ускорения  $W$  и вычисление в БЦВМ новых значений параметров адаптации  $\tau$  и  $P_{уд}$ , соответствующих фактическим характеристикам КТД. Если прогнозируемая высота окончания второго участка спуска  $h_{прог2}$  оказывается больше заданной высоты  $h_2$ , т.е. фактическая тяга КТД больше величины, которая использовалась при вычислении времени включения двигателя  $t_{вкл2}$ , то тяга КТД должна быть уменьшена. Если  $h_{прог2}$  оказывается меньше заданной  $h_2$ , тяга КТД должна быть увеличена. Изменение тяги КТД осуществляется в допустимом диапазоне регулирования от 400 до 480 кгс с максимальной допустимой скоростью. Алгоритм коррекции величины тяги представлен ниже.

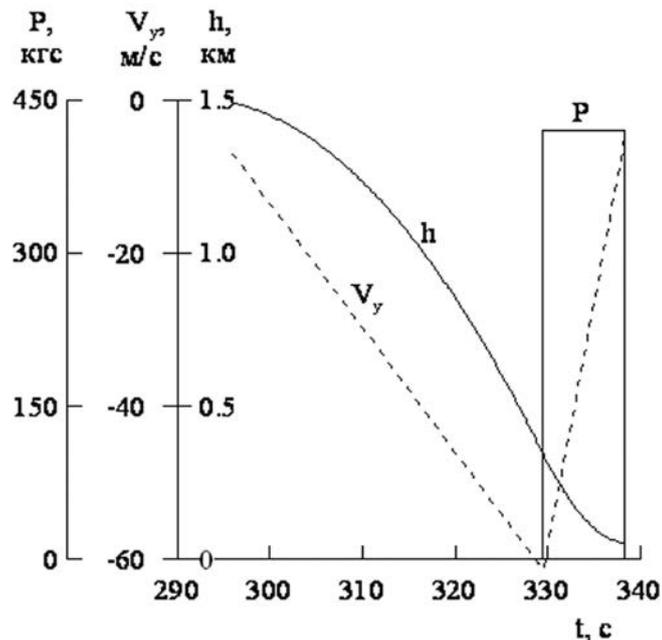
Пусть  $\Delta h = h_{прог2} - h_2$  – прогнозируемая ошибка по высоте. Тогда из условия коррекции высоты

$$h_{прог2} + \frac{\partial P}{\partial h} \Delta P = h_2$$

следует поправка к величине тяги КТД

$$\Delta P = - \frac{\Delta h}{\frac{\partial P}{\partial h}} \quad (18)$$

Начиная с момента скачка по тяге КТД, вели-

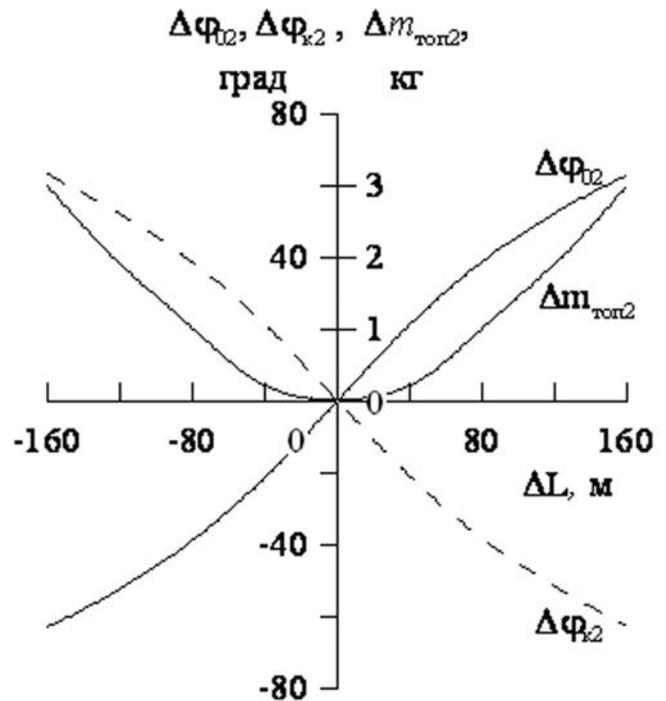


**рисунок 2.** Параметры номинальной траектории второго участка спуска ПА из периселения предпосадочной орбиты

чина которого определяется условием (18), все предыдущие измерения кажущегося ускорения в БЦВМ обнуляются, и начинается новое уточнение параметров адаптации  $\tau$  и  $P_{уд}$  для расчета прогнозной траектории.

Изменение по времени параметров номинальной траектории и тяги КТД на втором участке спуска ПА при работе алгоритма терминального наведения с адаптацией к фактическим условиям движения показано на рисунке 2.

На рисунке 3 приведены значения начального  $\Delta\varphi_{02}$  и конечного  $\Delta\varphi_{к2}$  углов тангажа ПА, измеряемых от местной вертикали, которые необходимы для компенсации ошибок по дальности  $\Delta L$  в начале второго участка спуска. «Ценой» такой компенсации является дополнительный расход топлива  $\Delta m_{топ2}$ .

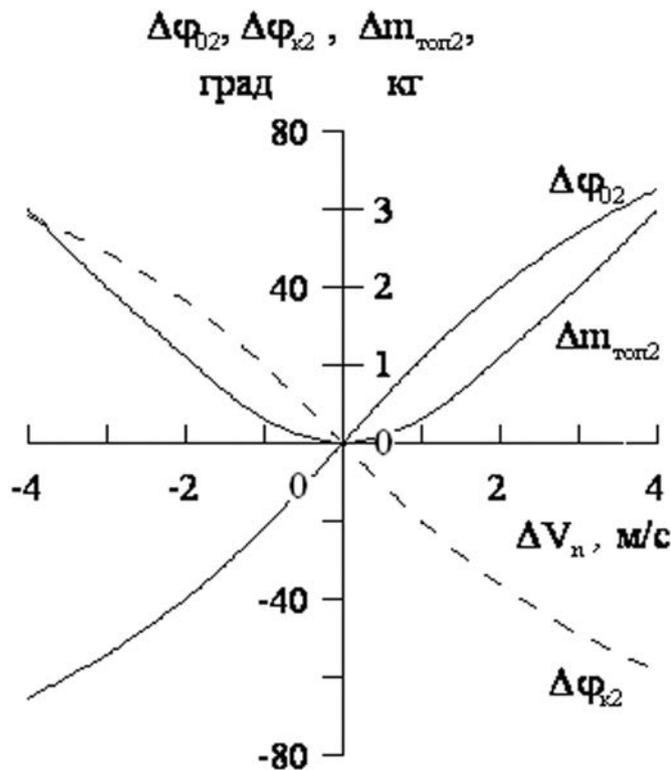


**рисунок 3.** Влияние ошибки по дальности в начале второго участка спуска на потребные отклонения угла тангажа от вертикали и дополнительный расход топлива

Компенсация предельного продольного промаха в начале второго участка спуска  $\pm 160$  м требует дополнительных затрат топлива (до 3 кг), а также больших углов отклонения продольной оси ПА от местной вертикали (до  $\pm 65^\circ$ ), что может существенно повлиять на точность работы доплеровского измерителя скорости и дальности, который используется на втором и третьем участках спуска для обеспечения безударной посадки. Поэтому целесообразность продольного маневра ПА на втором участке требует допол-

нительного анализа. Приведенные зависимости позволяют для допустимых углов отклонения продольной оси ПА от местной вертикали определить величины начальных отклонений по дальности (перелет-недолет), которые алгоритм терминального наведения может компенсировать на втором участке спуска, а также оценить дополнительный расход топлива на такой маневр.

Получены также оценки возможностей алгоритма терминального наведения по компенсации ошибки в начальной горизонтальной скорости  $\Delta V_n$  на втором участке спуска ПА.



**рисунок 4.** Влияние ошибки по горизонтальной скорости в начале второго участка спуска на потребные отклонения угла тангажа от вертикали и дополнительный расход топлива

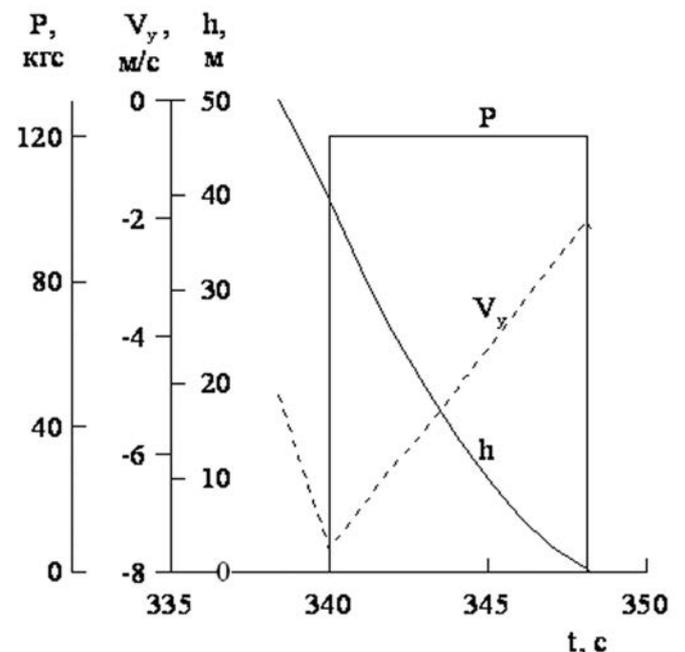
На рисунке 4 показаны значения начального и конечного углов тангажа для различных ошибок по горизонтальной скорости в начале второго участка спуска. Для парирования начальной горизонтальной скорости  $\Delta V_n = \pm 4$  м/с требуются отклонения продольной оси ПА от вертикали в пределах  $\pm 65^\circ$ . Помимо необходимости отклонять продольную ось ПА от вертикали, «ценой» такой компенсации является дополнительный расход топлива  $\Delta m_{\text{топ}2} = 3$  кг. Для допустимых углов отклонения продольной оси ПА от местной вертикали построенные зависимости позволяют определить величины начальной горизонтальной скорости, которые

алгоритм терминального наведения может компенсировать на втором участке спуска, а также оценить дополнительный расход топлива на такой маневр.

### 3. Участок прилунения

Номинально конечный (третий) участок спуска начинается на высоте 50 м при вертикальной скорости снижения -5 м/с и нулевой горизонтальной скорости. Спуск ПА на третьем участке осуществляется с использованием двух ДМП, суммарная тяга которых составляет  $P_{\text{ДМП}} = 120 \pm 10$  кгс и не может регулироваться. По времени этот участок длится меньше 9 с, поэтому какие-либо начальные ошибки положения ПА в плоскости предпосадочной орбиты или ошибки по начальной горизонтальной скорости на этом участке устранить достаточно сложно. Основное требование к алгоритму терминального наведения на третьем участке спуска состоит в обеспечении безопасного прилунения, т.е. в выполнении заданных ограничений на вертикальную и горизонтальную скорости в момент контакта посадочного штыря с поверхностью Луны на высоте  $h_3 = 0.3$  м. Вертикальная скорость при этом должна быть в пределах  $V_{3y} = -2.5 \pm 1$  м/с, а горизонтальная не более 1 м/с.

Если фактическая величина тяги ДМП в диапазоне возможных отклонений от номинала известна, то задачей алгоритма терминального наведе-



**рисунок 5.** Параметры номинальной траектории третьего участка спуска ПА с одним включением ДМП

**таблица 2** – Примеры траекторий третьего участка спуска с одним включением ДМП

параметры	адаптивное управление			фиксированное управление	
	120	130	110	130	110
$P_{\text{ДМП}}$ , кгс	120	130	110	130	110
$h_{\text{вкл}}$ , м	39.3	36.3	42.8	39.3	39.3
$h_{\text{выкл}}$ , м	0.3	0.3	0.3	6.4	0.3
$V_y(P_{\text{ДМП}}=0)$ , м/с	-2.1	-2.1	-2.1	0	-4.4
$\Delta m_{\text{топз}}$ , кг	0	-0.2	+0.3	+0.5	-0.9

ния является определение высоты включения  $h_{\text{вкл}}$ , обеспечивающей в момент его выключения на высоте  $h_{\text{выкл}}=0.3$  м заданную скорость снижения.

На рисунке 5 показано изменение по времени параметров номинальной траектории и тяги ДМП на третьем участке спуска при работе алгоритма терминального наведения с одним включением двигателя.

В таблице 2 даны примеры моделирования работы алгоритма наведения на третьем участке спуска с одним включением ДМП при различных величинах его тяги  $P_{\text{ДМП}}$  в диапазоне возможных отклонений от номинальной величины. Здесь  $h_{\text{вкл}}$  – высота включения ДМП;  $h_{\text{выкл}}$  – высота его выключения;  $V_y(P_{\text{ДМП}}=0)$  – вертикальная скорость в момент выключения ДМП;  $\Delta m_{\text{топз}}$  – изменение расхода топлива по сравнению с номинальной тягой ДМП. При «адаптивном» управлении предполагается, что тяга ДМП известна. В этом случае скорость снижения в момент выключения двигателя находится в заданных пределах. При «фиксированном» управлении предполагается, что ДМП включается на фиксированной высоте 39.3 м, которая выбрана для номинальной величины тяги (120 кгс), а фактическая тяга может оказаться любой в заданном диапазоне возможных отклонений  $\pm 10$  кгс.

В этом случае скорость прилунения при максимальной (130 кгс) и минимальной (110 кгс) величинах тяги ДМП в диапазоне возможных разбросов достигает -4.5 м/с, что недопустимо.

Представленные результаты расчета траекторий спуска ПА с одним включением ДМП свидетельствуют о необходимости модификации алгоритма наведения путем введения дозированного участка свободного падения и второго включения ДМП для компенсации ошибок в скорости прилунения, которые могут возникать из-за незнания фактической величины тяги.

Алгоритм адаптации к фактической тяге ДМП позволяет определить необходимость второго включения на третьем участке спуска после

того, как двигатель уже включился в первый раз и в БЦВМ начали поступать измерения кажущегося ускорения  $W$ . Этот алгоритм описан ниже.

В начале третьего участка спуска предварительно решается краевая задача по определению высоты включения ДМП  $h_{\text{вкл}}$ , которая обеспечивает выполнение заданных терминальных условий при «наихудших» условиях торможения посредством одного включения ДМП. Приняты следующие «наихудшие» условия торможения:

- максимальная начальная масса ПА  $m_{\text{3max}}=515$  кг;
  - минимальная тяга ДМП  $P_{\text{min}}=110$  кгс;
  - максимальная удельная тяга  $P_{\text{уд max}}=303.7$  с.
- (максимальная удельная тяга соответствует минимальному секунднему расходу топлива, т.е. медленному уменьшению массы ПА).

При «наихудших» условиях ДМП включается на самой большой высоте (43.3 м), чтобы обеспечить требуемое уменьшение скорости. Во всех остальных случаях ДМП должен включаться на меньшей высоте, которая определяется фактическими значениями массы ПА, тяги и удельной тяги ДМП. В алгоритме адаптации принято, что двигатель всегда включается на одной и той же наибольшей высоте, которая определена для «наихудших» условий торможения, а «избыточные» возможности торможения гасятся путем введения дозированного пассивного участка перед вторым включением ДМП. Заметим, что высота включения ДМП для «наихудших» условий торможения близка к высоте начала третьего участка спуска. Поэтому можно принять  $h_{\text{вкл}}=50$  м, т.е. включать ДМП в начале третьего участка.

После включения ДМП на третьем участке спуска по поступающим измерениям кажущегося ускорения  $W$  вычисляются параметры адаптации  $\tau$  и  $P_{\text{уд}}$ . С параметрами адаптации делается прогноз остающейся траектории. Фактические условия спуска не могут быть хуже, чем «наихудшие», поэтому в момент, когда на прогнозной траектории скорость снижения достигает за-

данной величины  $V_{y3} = -2.5$  м/с, высота окажется больше требуемой, т.е.  $h > h_3 = 0.3$  м. В такой ситуации продолжается расчет прогнозной траектории с работающим ДМП вплоть до выполнения условия  $V_r = 0$ . Если при гашении скорости от  $-2.5$  м/с до  $0$  происходит пересечение требуемой высоты  $h_3^* = 0.3$  м, то ДМП выключается на указанной высоте. Тогда терминальное условие по высоте окончания третьего участка будет выполнено, а конечная скорость снижения окажется в диапазоне  $-2.5$  м/с  $\leq V_r \leq 0$ , т.е. ПА не будет «подскакивать» в конце траектории.

Если при расчете прогнозной траектории ПА вплоть до скорости  $V_r = 0$  конечное условие по высоте  $h_3^* = 0.3$  м не выполняется, необходимо ввести дозированный пассивный участок. При определении высоты второго включения ДМП используется следующий алгоритм решения краевой задачи.

Первое выключение ДМП на прогнозной траектории происходит при  $V_r = 0$  на некоторой высоте  $h(V_r = 0)$ . Второе включение ДМП осуществляется на меньшей высоте

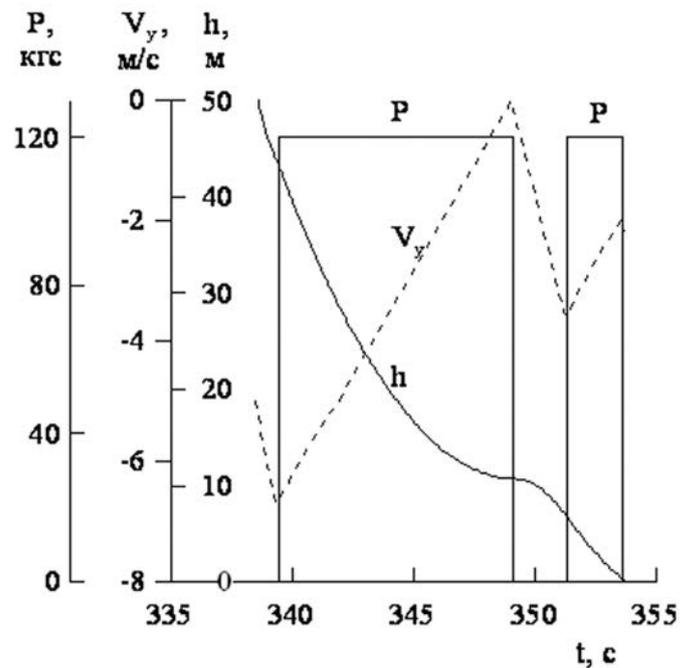
$$h_{\text{вкл}2} = h(V_r = 0) - \Delta h,$$

где  $\Delta h$  – уточняемый параметр наведения ПА. Второе выключение ДМП может иметь место при выполнении условия «нормального» окончания прогнозной траектории

$$V_{r3} = -2.5 \text{ м/с} \quad (19)$$

или условия «аварийного» прекращения прогнозной траектории

$$V_r > 0, \quad (20)$$



**рисунок 6.** Параметры номинальной траектории третьего участка спуска ПА с двумя включениями ДМП

когда начинается «подскок» ПА.

В случае «нормального» окончания траектории при выполнении условия (19) решается краевая задача по определению высоты второго включения, которая позволяет выполнить терминальное условие по высоте:  $h_3 = 0.3$  м.

При «аварийном» прекращении прогнозной

**таблица 3** – Примеры траекторий третьего участка спуска с двумя включениями

параметры	тяга ДМП, кгс			примечание
	120	130	110	
$h_{\text{вкл}1}$ , м	43.3	43.3	43.3	первое включение ДМП
$h_{\text{выкл}1}$ , м	10.5	17.6	0.3*	
$V_{y1}(P_{\text{ДМП}}=0)$ , м/с	0	0	-1.5	
$\Delta t_{\text{ДМП}1}$ , с	9.66	7.59	10.35	
$\Delta t_{\text{пас}}$ , с	2.22	2.92	-	пассивный участок
$h_{\text{вкл}2}$ , м	6.5	10.6	-	второе включение ДМП
$h_{\text{выкл}2}$ , м	0.3*	0.3*	-	
$V_{y2}(P_{\text{ДМП}}=0)$ , м/с	-2.5**	-2.5**	-	
$\Delta t_{\text{ДМП}2}$ , с	2.24	3.06	-	
$\Delta m_{\text{топ}3}$ , кг	0	-0.1	-0.9	расход топлива
* Заданная высота выключения ДМП.				
** Заданная скорость снижения в момент выключения ДМП.				

траектории, определяемом условием (20), исходный параметр наведения  $\Delta h$  удваивается, т.е. начальная высота второго включения ДМП на прогнозной траектории снижается на  $2\Delta h$  относительно высоты первого выключения.

Второе включение ДМП обеспечивает адаптацию терминального алгоритма наведения к фактической величине тяги на третьем участке спуска и выполнение заданных условий на момент выключения двигателя.

На рисунке 6 показано изменение по времени параметров траектории и тяги ДМП на третьем участке спуска при работе алгоритма терминального наведения с адаптацией к фактическим условиям движения. Длительность пассивного участка между двумя включениями ДМП составляет 2.2 с в случае номинальной тяги (120 кгс).

В таблице 3 представлены результаты моделирования работы алгоритма наведения на третьем участке спуска с двумя включениями ДМП при номинальной тяге 120 кгс, максимальной тяге 130 кгс и минимальной тяге 110 кгс в диапазоне возможных разбросов. Здесь индекс «1» относится к первому включению ДМП, индекс «2» – ко второму включению;  $\Delta t_{\text{ДМП},2}$  – время работы ДМП соответственно при первом и втором включениях;  $\Delta t_{\text{пас}}$  – длительность пассивного участка;  $\Delta m_{\text{топ3}}$  – изменение расхода топлива на третьем участке относительно номинальной тяги ДМП. При минимальной тяге второе включение ДМП отсутствует в соответствии с решением алгоритма адаптации, т.е. ПА снижается с работающим двигателем до высоты 0.3 м.

С учетом ответственности третьего участка спуска, который должен заканчиваться «мягким» прилунением, необходимо рассмотреть также альтернативные алгоритмы наведения на этом участке спуска и провести сравнительный анализ алгоритмов с использованием модели полного движения (т.е. с учетом движения относительно центра масс), работы системы навигации, включая доплеровский измеритель скорости и дальности, и др. В качестве критериев для сравнения следует принять точность выполнения заданных условий прилунения при наличии возмущающих факторов, расход топлива на маневр и требования к режиму работы ДМП.

## **заключение**

1. Разработан алгоритм терминального наведения, который использует закон линейного по времени изменения угла тангажа и обеспечивает практически минимальный расход топлива на выполнение всех маневров. Алгоритм не требует знания фактической тяги двигателя и

массы ПА и реализует адаптацию к реальным условиям движения по измерениям кажущегося ускорения, что обеспечивает его робастность по отношению к возмущениям. Шаг коррекции управления равен 1 с.

2. На первом участке спуска, от точки схода с предпосадочной орбиты до высоты 1500 м, алгоритм наведения позволяет компенсировать ошибку в положении точки схода ПА по истинной аномалии в пределах  $\pm 0.5^\circ$  ( $\pm 15$  км по дальности или  $\pm 9$  с по времени начала схода). При случайной величине тяги КТД в пределах возможных отклонений от номинала ( $P_{\text{КТД}} = 420 \pm 20$  кгс) алгоритм по измерениям кажущегося ускорения адаптируется к фактической величине тяги и за счет допустимого регулирования в пределах от 400 до 480 кгс обеспечивает выполнение требуемых терминальных условий в конце первого участка.

3. На втором участке спуска (участок «прецизионного» торможения, от 1500 м до 50 м) алгоритм наведения дает возможность компенсировать начальные ошибки порядка  $\pm 160$  м по положению и  $\pm 4$  м/с по горизонтальной скорости за счет отклонений продольной оси ПА от вертикали в пределах  $\pm 65^\circ$ . Установлена зависимость требуемых углов отклонения продольной оси ПА от местной вертикали и увеличения расхода топлива от ошибок по дальности и по горизонтальной скорости в начале второго участка. Обеспечивается адаптация к фактической величине тяги КТД в пределах возможных отклонений от номинальной величины  $420 \pm 20$  кгс.

4. Для третьего участка спуска ПА, с высоты 50 м до контакта с поверхностью Луны, построен алгоритм терминального наведения с двумя включениями ДМП, позволяющий компенсировать случайную величину тяги в пределах возможных отклонений  $120 \pm 10$  кгс. С учетом ответственности этого участка спуска необходимо рассмотреть альтернативные алгоритмы наведения и провести сравнительный анализ по критериям безопасности прилунения, расхода топлива и требования к режиму работы ДМП.

## **список литературы**

*Автоматические космические аппараты для фундаментальных и прикладных научных исследований / Под ред. Г.М. Полищука и К.М. Пичхадзе). М.: Изд-во МАИ-ПРИНТ, 2010.*

*Охоцимский Д.Е., Голубев Ю.Ф., Сихарулидзе Ю.Г. Алгоритмы управления космическим аппаратом при входе в атмосферу. М.: Наука, 1975.*

*Статья поступила в редакцию 16.04.2012 г.*

## **НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКИЙ И ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЙ ЗАДЕЛ ФГУП «НПО ИМ. С.А. ЛАВОЧКИНА» ДЛЯ РЕШЕНИЯ ПРОБЛЕМ ИНФОРМАЦИОННОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ КАРТОГРАФИЧЕСКОЙ ОТРАСЛИ ДАНЫМИ ДЗЗ, ПОСТАВЛЯЕМЫМИ ПО РАДИОКАНАЛУ**

*В.А. Горелов,*  
кандидат технических наук,  
ФГУП «Госцентр «Природа», Россия,  
г. Москва,  
gva5353@mail.ru

*В статье представлены основные направления сотрудничества НПО им. С.А. Лавочкина и Госцентра «Природа» в области дистанционного зондирования Земли.*

*Ключевые слова:*  
дистанционное зондирование Земли;  
космическая система;  
космический аппарат;  
КА «Аркон-1».

Деятельность Госцентра «Природа» – ведущей организации картографического ведомства в период становления в нашей стране направления дистанционного зондирования Земли с высоким пространственным разрешением (70-80-е годы прошлого столетия), была связана в первую очередь с информационным обеспечением не только картографической отрасли, но и всех отечественных гражданских потребителей материалами космической съемки с КА фотографического класса. С 1973 по 1988 гг. по тактико-техническим требованиям Госцентра «Природа» были созданы, прошли летно-конструкторские испытания и достаточно долго эксплуатировались космические комплексы фотонаблюдения «Фрам», «Ресурс-Ф1», «Ресурс-Ф1М», «Ресурс-Ф2» и «Ресурс-Ф3».

Выбор в 70-х годах «фотографического» пути развития отечественных технологий дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) с высоким пространственным разрешением в гражданских целях был оправданным и достаточно быстро обеспечил лидирующее положение нашей страны в этой области. Дело в том, что одним из основополагающих факторов полноценного применения космической

## **THE SCIENTIFIC, TECHNICAL AND EXPERIMENTAL WORKS WHICH HAVE BEEN MADE BY THE LAVOCHKIN ASSOCIATION FOR THE DECISION OF INFORMATION SUPPORT'S PROBLEMS OF CARTOGRAPHICAL BRANCH WITH THE EARTH REMOTE SENSING DATA TRANSMITTED ON A RADIO CHANNEL**

*V.A. Gorelov,*  
Candidate of Engineering,  
Federal Enterprise «The State center «Priroda»,  
Moscow,  
gva5353@mail.ru

*The basic directions of cooperation of Lavochkin Association and the State center «Priroda» in the field of the Earth remote sensing are submitted in article.*

*Key words:*  
the Earth remote sensin;  
space system;  
spacecraft;  
«Arkon-1» spacecraft.

видеоинформации ДЗЗ для решения подавляющего большинства задач земельного, картографического и экологического характера является высокое пространственное разрешение при большой полосе захвата, а также ее высокие измерительные характеристики. В период становления космического ДЗЗ такое было доступно только фотосредствам.

Вместе с тем, не менее важной составляющей эффективности использования космической видеоинформации при решении любой из задач социально-экономической сферы является надежность ее получения – съемка заданного района в заданный интервал времени. А это то, с чем всегда лучше справляются «долгоживущие» КА оперативного наблюдения, обеспечивающие передачу с борта видеоданных ДЗЗ по радиоканалу. Возможный облик таких систем нашел отражение в ряде (на уровне исходных данных, технических предложений и НИР) более или менее реалистичных работ Госцентра «Природа» того времени по созданию оптико-электронных космических систем высокого пространственного разрешения. В качестве одного из примеров таких работ можно упомянуть разработку концепции создания спутника постоянного наблюдения.

Было предложено поместить КА с длинно-фокусной (28 м) оптической системой на круговую орбиту высотой около 36 тыс. км и наклоном порядка 65°. Это позволило бы совершать квазинепрерывное наблюдение (один раз в сутки) определенных (в зависимости от долготы точки пересечения орбиты с экватором) регионов земной поверхности. Причем наблюдение с малым разрешением должно было служить (помимо метеорологической ценности) для целеуказания, по результатам которого производилось бы наблюдение аппаратурой относительно высокого на то время пространственного разрешения.

Это были только концептуальные предложения, в то время, как в НПО им. С.А. Лавочкина тогда уже фактически состоялся столь же не тривиальный по замыслам космический проект, в результате реализации которого на орбиту в 1997 и 2002 годах были соответственно выведены уникальные по своим возможностям спутники ДЗЗ: «Космос-2344» и «Космос-2392» – таблица 1.

Значимость КА ДЗЗ такого класса для гражданских целей на начало 90-х обуславливалась такими ее функциональными свойствами, как:

- возможность получения детальных цифровых видеоизображений земной поверхности и передачи их на наземные приемные станции по радиоканалу;
- возможность проведения ежедневной съемки (при отсутствии облачности) любого участка поверхности в средних широтах России за счет перенацеливания направления визирования аппаратуры ДЗЗ и вследствие выбранных параметров орбиты КА;
- возможность создания новых видов информационной продукции ДЗЗ из космоса за счет получения индикатрис зондируемых объектов благодаря несолнечносинхронной орбите КА и возможности перенацеливания направления

визирования аппаратуры ДЗЗ. Изображения одного и того же участка земной поверхности могли быть получены под разными углами наблюдения и практически при одной и той же высоте Солнца или, наоборот - под одним и тем же углом наблюдения, но при различных высотах Солнца.

Концептуальная, научно-техническая, технологическая, организационная базы этих фактически уже «состоявшихся» на конец 80-х – начало 90-х годов космических проектов НПО им. С.А. Лавочкина, а также осознание Госцентром «Природа» очевидной неизбежности поэтапного перехода направления отечественного ДЗЗ с высоким пространственным разрешением от использования спутников фотографического класса к космическим системам, обеспечивающим передачу цифровых видеоданных по радиоканалу, нашло практическое отражение в многолетнем сотрудничестве (в процессе реализации «конверсионной политики») этих двух организаций.

Госцентр «Природа» активно сотрудничал с НПО им. С.А. Лавочкина в рамках НИР «Аркон-НХП», «Параллель», «Конверсия», «Аркон-1П», «Аркон-Природа» в направлении создания предпосылок для эффективного применения КА «Аркон-1» в народнохозяйственных целях, а также в рамках работ по методическому и организационному обеспечению экспериментальных съемок с этого КА.

Необходимость выполнения этих работ, важность которых заключается в том, что применение оперативной системы дистанционного зондирования высокого пространственного разрешения в интересах народного хозяйства представляло собой качественно новый этап развития технологий экологического контроля окружающей среды, картографии и т.д., была связана с тем, что, в отличие от использования КА фотографического класса, в данном случае оставался целый ряд нерешенных проблем, главные из которых:

**таблица 1** – Орбиты КА «Космос-2344» и «Космос-2392»

КА	наклонение, град	высота перигея, км	высота апогея, км	период обращения, мин
«Космос-2344»	63,42	1513,4	2745,8	130,1
«Космос-2392»	63,46	1513,8	1841,7	119,9



- из-за отсутствия опыта не определен до конца круг решаемых системой задач и эффективность получаемой информации;
- вопросы обработки данных для использования в интересах выполнения картографических задач решены лишь теоретически (имеется соответствующее программное обеспечение), но не подтверждены практически;
- не решен целый ряд организационных вопросов.

В качестве важнейшего этапа в выполнении этих задач рассматривалось активное участие Госцентра «Природа» в проведении экспериментальных съемок, которое свелось к разработке, с привлечением основных потенциальных потребителей космической информации, предложений в программу летных испытаний (ЛИ), в процессе реализации которых предполагалось:

- определить круг научных и народнохозяйственных задач, которые могут быть решены на основе использования материалов ДЗЗ, получаемых с КА «Аркон-1», а также наметить (оценить) круг возможных будущих потребителей и возможных проблем в части организации взаимодействия с ними (по существу это задача оценки и формирования рынка сбыта информационной продукции, получаемой с данного КА);
- определить предельно достижимые точности составления и обновления карт различного назначения (наибольшие масштабы, в которых возможно составление и обновление карт по материалам съемок с КА «Аркон-1»);
- определить максимальные реально достижимые размеры снимаемого участка при удовлетворении заданных требований

по геометрической точности трансформации изображений в заданную картографическую проекцию;

- определить целесообразность и основные направления возможных доработок и модификаций КА «Аркон-1»;
- определить место и роль КА «Аркон-1» в единой отечественной аэрокосмической системе ДЗЗ, а также конкурентоспособность КА данного класса при решении народнохозяйственных задач.

В рамках подготовки к летным испытаниям большое внимание уделялось решению методических вопросов метрологического обеспечения предполетных измерений геометрических и радиометрических параметров съемочной аппаратуры, межотраслевой обработки материалов съемки, а также сертификации первичной информации и производной продукции. В ходе ЛИ предусматривалось проведение всех видов съемок тестовых участков в двух диапазонах длин волн (0,5-0,8 мкм и 0,8-1,1 мкм): площадная, плановая, маршрутная, перспективная, конвергентная.

Документом, подводящим итоги большого комплекса совместных работ специалистов НПО им. С.А. Лавочкина и Госцентра «Природа», в частности стали «Материалы по подготовке летных испытаний КС «Аркон-1» в части методического обеспечения и сравнительных материалов при оценке пригодности информации для решения задач народного хозяйства». Эти окончательные предложения по научно-методическому, технологическому и организационному обеспечению съемок (в интересах картографической отрасли и других гражданских потребителей) тестовых участков и обработки

**таблица 2** – Предложения по модификации КА типа «Аркон»

модификация	число спектральных каналов	пространственное разрешение, м	полоса захвата, км	высота орбиты, км	производительность, млн. кв. км в год
КА «Аркон» первого этапа	1 из 2	2,5-3	40	4000	60
КА «Аркон» второго этапа	2 из 9	2,5-3	40	4000	60
КА «Аркон» третьего этапа	3 из 9	1-3	15	1500	30
КА «Экол»	до 6	10-30	более 100	600	200
КА «Монитор»	до 6	10-30	более 100	600	200

**таблица 3** – Спектральные интервалы модернизированной оптико-электронной аппаратуры КА «Аркон» второго этапа

номер спектрального интервала	1	2	3	4	5	6	7	8	9
спектральный интервал, мкм	от 0,5 до 0,8	от 0,43 до 0,47	от 0,51 до 0,59	от 0,61 до 0,69	от 0,8 до 0,9	от 0,51 до 0,53	от 0,61 до 0,63	от 0,65 до 0,69	от 1,55 до 1,75

получаемой на этапе летных испытаний КА «Аркон-1» цифровой видеoinформации стали составной частью разработанной НПО им. С.А. Лавочкина программы летных испытаний данного спутника.

Другим, неразрывно связанным с анализом эффективности применения штатного варианта КА «Аркон-1» в народнохозяйственных целях направлением сотрудничества Госцентра «Природа» с НПО им. С.А. Лавочкина было исследование вопросов:

- создания на базе данного КА перспективного гражданского спутника многозонального оперативного мониторинга (КА «Аркон» второго и третьего этапа);
- создания на базе технического задела НПО им. С.А. Лавочкина спутниковой группировки.

Работы проводились как в рамках вышеназванных тем, так и на этапе конкурсной разработки технического предложения по перспективной российской космической системе ДЗЗ.

В результате были разработаны предложения по направлениям дальнейшего развития программы «Аркон» (таблица 2), обоснованы и согласованы спектральные зоны для аппаратуры ДЗЗ КА «Аркон» второго этапа, а также детально исследована возможность использования на следующем поколении КА типа «Аркон» принципиально новой аппаратуры ДЗЗ со сферическим объективом «Аргус».

На КА «Аркон» второго этапа предусматривалась модификация блока светофильтров штатного телескопа КА «Аркон-1» с целью использования двух оптико-электронных преобразователей видимого диапазона одновременно и обеспечения возможности многозональной съемки в двух (из девяти) спектральных диапазонах. Госцентром «Природа» были предложены (таблица 3) и согласованы с НПО им. С.А. Лавочкина рабочие спектральные диапазоны модифицированной съемочной аппаратуры.

Отличительной особенностью КА «Аркон»

третьего этапа должно было стать уменьшение с целью повышения детальности съемки высоты орбиты КА и увеличение с целью обеспечения проведения трехзональной съемки числа матричных оптико-электронных преобразователей в фокальной плоскости до 3-х единиц.

Предложенные в рамках разработки конкурсных предложений по перспективной космической системе ДЗЗ (таблица 2) перспективные КА комплексного мониторинга земной поверхности («Экол») и КА легкого класса («Монитор») были ориентированы на обеспечение решения (в составе единой группировки с КА «Аркон») задач, для которых требуется оперативная многозональная среднеточная космическая съемка при большой полосе захвата.

При этом специалистами НПО им. С.А. Лавочкина была рассмотрена возможность включения в состав бортового информационного комплекса таких КА, как «Аркон», «Экол» и «Монитор» оптико-электронной съемочной системы на базе объектива «Аргус». Теоретические и экспериментальные исследования в направлении создания такой принципиально новой перспективной съемочной системы, свободной от недостатков, присущих как фото-, так и оптико-электронным съемочным системам, были выполнены в Госцентре «Природа» совместно с филиалом ГОИ им. С.И. Вавилова и НПО «Элас». В США подобные работы проводились в Ливерморской национальной лаборатории, которая разработала семейство так называемых «ливерморских объективов». Это объективы со сферической поверхностью изображения, на которой расположены в качестве фотоприемников многоэлементные приборы с зарядовой связью.

Основными требованиями к этой фактически «идеальной» оптико-электронной съемочной аппаратуре были: обеспечение получения видеoinформации ДЗЗ с пространственным разрешением не хуже, чем фотографическая;

полосы обзора, не уступающей фотосистемам, и возможности проведения не только высокодетальной многозональной, но и конвергентной космической съемки с возможным изменением угла конвергенции без перенацеливания аппаратуры. Этим требованиям соответствовал предложенный филиалом ГОИ широкоугольный объектив «Аргус», имеющий сферическую поверхность изображения. Работы по созданию оптико-электронных съемочных систем высокого разрешения на основе объективов со сферической поверхностью изображения были доведены до создания экспериментальных образцов.

В рамках разработки конкурсных предложений по перспективной космической системе ДЗЗ, на базе накопленного с 1974 г. Госцентром «Природа» опыта использования материалов космических съемок и в тесном взаимодействии с НПО им. С.А. Лавочкина, были выработаны все еще актуальные для космической отрасли, но в полной мере так и не реализованные (в связи с передачей этой темы на другое предприятие), базовые требования к облику центров межотраслевой обработки космической информации высокого пространственного разрешения. Среди них в первую очередь нужно назвать следующие:

- потребителю должна быть гарантирована возможность получения информации по заказанному району (выполнение этого требования предусматривает интеграцию первичной информации, поступающей из различных источников);
- должна быть обеспечена возможность мониторинга территории, что обуславливает необходимость совмещения разновременных и разнотипных данных, а также использования современных достижений ГИС-технологий;
- в целях обеспечения пространственной привязки измерений высокого пространственного разрешения с субэлементной точностью необходимо привлечение опорных точек местности, полученных при полевых измерениях по технологии GPS;
- технологический процесс обработки информации должен включать в себя обязательную сертификацию выдаваемой заказчику продукции;
- развитие технологии обработки информации в центре межотраслевой обработки должно вестись с учетом необходимости выхода на рынок с продукцией, обладающей максимальной наукоемкостью, что предполагает, в частности:

- распространение и продажу технологий обработки;
- выдачу информационной продукции с большой глубиной обработки;
- предоставление продукции со значительной добавленной стоимостью (с элементами тематической обработки);
- разрабатываемые технологии должны быть рассчитаны на их использование в распределенной структуре обработки информации, т.к. только такая структура стимулирует интенсивное развитие отечественного рынка данных ДЗЗ.

Более двух десятилетий назад объективная реальность в развитии технологий дистанционного зондирования Земли из космоса поставили Госцентр «Природа» и еще более пяти сотен организаций и предприятий как картографической отрасли, так и других ведомств, т.е. основного поставщика и практически всех отечественных потребителей аналоговой космической фотоинформации высокого пространственного разрешения, перед неизбежностью поэтапного перехода направления отечественного ДЗЗ к цифровым технологиям получения видеоданных из космоса, их межотраслевой и тематической обработки. И теперь, несмотря сохранившуюся ценность и спрос на архивную («историческую»), достаточно детальную фотоинформацию, полученную с 1974 по 1999 гг. с фотоспутников серии «Ресурс-Ф», уже практически нет потребителей, использующих технологии работы с космическими снимками земной поверхности в аналоговом (не оцифрованном) виде.

Начало этого переходного для Госцентра «Природа» периода совпало с активизацией реализации «конверсионной политики», одним из лидеров которой стал проект уникального по некоторым параметрам до настоящего времени КА «Аркон-1», реализованный ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина». Безусловно необходимое в рамках конверсии взаимодействие разработчика любой космической системы ДЗЗ с потенциальными потребителями получаемой этой системой целевой информации – в нашем случае это НПО им. С.А. Лавочкина с Госцентром «Природа» – перерасло в многоплановое и многоаспектное взаимовыгодное сотрудничество, в рамках которого был решен целый комплекс технических, технологических и организационных проблем внедрения в практику цифровых технологий получения данных ДЗЗ из космоса, их межотраслевой и тематической обработки.

*Статья поступила в редакцию 15.03.2012 г.*

## ЦАГИ И НПО ИМ. С.А. ЛАВОЧКИНА – СОПРИКАСАЮЩИЕСЯ ПАРАЛЛЕЛИ НАУКИ И ТЕХНИКИ

**А.С. Филатьев,**

доктор технических наук, ФГУП  
«Центральный аэрогидродинамический  
институт имени профессора  
Н.Е. Жуковского», Россия,  
Московская область, г. Жуковский,  
filatyev@yandex.ru;

**В.С. Финченко,**

доктор технических наук, ФГУП «НПО им.  
С.А. Лавочкина», Россия,  
Московская область, г. Химки,  
finval@migmail.ru

*Опираясь на историю развития  
сотрудничества НПО им. С.А. Лавочкина  
и ЦАГИ при разработке уникальных  
самолетов, ракет и космических аппаратов,  
подчеркивается принципиальная  
роль соединения потенциалов  
высокопрофессиональных ученых, инженеров  
и конструкторов независимо от их  
ведомственной принадлежности для создания  
выдающихся образцов летательной техники.*

*Ключевые слова: космические аппараты;  
крылатые ракеты; самолеты;  
научные школы; экспериментальная база;  
программа сотрудничества.*

Исторический опыт показывает, что локомотивом технического прогресса является единение творческих порывов Науки и Техники. Примером такого союза может служить творческое сотрудничество коллективов Центрального аэрогидродинамического института им. профессора Н.Е. Жуковского и Научно-производственного объединения им. С.А. Лавочкина. Авторы статьи – представители этих организаций, имеющие большой личный опыт сотрудничества при разработке космической техники. Поэтому данная статья – не только исторический экскурс в славное прошлое юбиляра и примкнувшего к нему на празднике жизни ЦАГИ, но и отчасти эмоциональные (потому что заинтересованные) оценки современного состояния и перспектив такого взаимодействия внутри этого процесса.

ЦАГИ основан по инициативе профессора Н.Е. Жуковского 1 декабря 1918 года с целью «способствовать развитию аэро- и гидродинамики в направлении их практического использования в различных отраслях техники» (Бюшгенс Г.С. и др., 1993). Для реализации этой цели институт развивал научные школы и экспери-

## TSAGI AND LAVOCHKIN ASSOCIATION – CONTIGUOUS PARALLELS OF SCIENCE AND ENGINEERING

**A.S. Filatiev,**

Doctor of Engineering, Federal  
Enterprise «Central Aerohydrodynamics  
Institute named after Professor  
N.E. Zhukovskiy»,  
Russia, Moscow region, Zhukovskiy,  
filatyev@yandex.ru;

**V.S. Finchenko,**

Doctor of Engineering, Federal Enterprise  
«Lavochkin Association», Russia, Moscow region,  
Khimki,  
finval@migmail.ru

*Referring to the background of cooperation  
between Lavochkin Association and TsAGI in  
development of advanced aircraft,  
rockets and spacecraft, the fundamental role  
is emphasized of capabilities combination of  
highly qualified scientists, engineers and  
designers aside from their official belonging  
aimed at development of outstanding aircraft and  
spacecraft.*

*Key words:  
spacecraft; cruise missiles;  
aircraft; scientific schools;  
experimental base;  
cooperation program.*

ментальную базу, ориентированные на исследование и испытания как авиационной, так и ракетно-космической техники (РКТ). С первых дней своего основания ЦАГИ проводит аэродинамические исследования в трубах лаборатории Московского высшего технического училища. На начало 1919 г. коллектив института из 41 человека разместился в доме № 21 на Вознесенской улице (ныне ул. Радио). К августу 1926 г. ЦАГИ увеличивает свою численность до 400 человек и расширяет экспериментальную базу (Бюшгенс Г.С. и др., 1993). Новому ЦАГИ уже тесно в центре Москвы, и 13 августа 1933 г. Совет Труда и Оборона утверждает для него площадку в поселке Стаханово, ныне г. Жуковский, где разворачивается интенсивное строительство национального центра авиационной науки.

НПО им. С.А. Лавочкина является «потомком» авиационного завода № 301, созданного Приказом № 121 по Народному Комиссариату Оборонной Промышленности СССР от 1 июня 1937 года на базе мебельной фабрики Наркомлеса в подмосковном городе Химки. Фабрика представляла собой автономный производствен-

но-жилой комплекс: три производственных одноэтажных здания, экспериментальная мастерская, ремонтно-механический цех, котельная, сушильные камеры, электросиловая подстанция, насосная и водонапорная станции, здание заводоуправления, материальный склад, железнодорожная ветка, 11 жилых домов и 9 жилых барачков. Сегодня НПО им. С.А. Лавочкина – крупное научно-исследовательское и производственное объединение, один из мировых лидеров в области проектирования и осуществления экспедиций в околоземное пространство и дальний космос.

## 1. Сотрудничество в области создания авиационно-ракетной техники

Развивая свою экспериментальную базу в Жуковском, ЦАГИ начал строительство крупномасштабных аэродинамических труб Т-101, Т-104, их уменьшенных моделей – Т-102 и Т-103, вертикальной трубы Т-105 для исследований штопора самолета. В 1937 году принимается решение о строительстве трансзвуковой (числа Маха 0,15-1,1) аэродинамической трубы Т-106.

С аналогичной энергичностью с первых дней перепрофилирования Химкинской мебельной фабрики в авиационный завод все его мощности загружаются серийной постройкой самолета УТ-2 конструктора А.С. Яковлева. Результаты применения этого и других советских самолетов в испанских событиях конца 30-х годов продемонстрировали их заметное отставание по техническим характеристикам от зарубежных. Ввиду этого и в связи с ухудшающейся международной обстановкой Правительство СССР обращается к самолетостроителям с призывом сосредоточить усилия на поиске новых конструкторских решений, позволяющих быстро и качественно улучшить отечественную авиационную технику. На этот призыв откликнулись все авиационные конструкторские бюро, в том числе и опытное конструкторское бюро (ОКБ) творческого триумвирата в лице В.П. Горбунова, С.А. Лавочкина и М.И. Гудкова. Их проект нового скоростного истребителя Правительством одобрен, завод № 301 в начале 1940 года выпускает первый экземпляр самолета «И-301» из упроченной древесины, который 30 марта 1940 года достигает в первом полете скорости 605 км/час. В дальнейшем этот самолет стал именоваться ЛаГГ-1, а второй его опытный экземпляр с увеличенной дальностью полета – ЛаГГ-3.

Собственно, с самолета ЛаГГ-3 и началось тесное научно-техническое сотрудничество ОКБ, возглавляемого Семеном Алексеевичем Лавочкиным (1900-1960), завода № 301 и ЦАГИ. Этот

самолет и его модели были тщательно исследованы в аэродинамических трубах ЦАГИ, и за счет выполнения его рекомендаций по улучшению туннелей водо- и маслорадиатора, внешней формы всасывающих патрубков и установке на них обтекателей, уменьшению щелей на органах управления, герметизации фюзеляжа, улучшению формы фонаря кабины пилота и др., была увеличена скорость на 48 км/час.

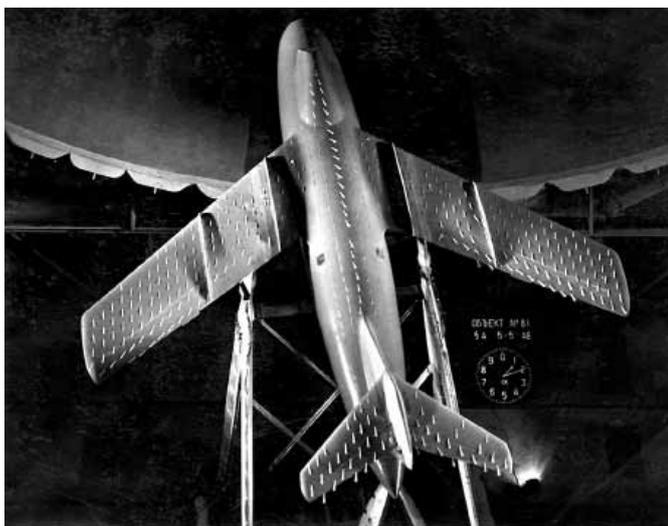
Уникальность цаговского подхода к анализу и решению проблем летательной техники заключается в его комплексности, учитывающей особенности аэродинамики, динамики и системы управления, статической и динамической прочности, силовых установок на основе теоретических и экспериментальных исследований с обязательным выходом на практические рекомендации.

Проявлением такого подхода стало издание ЦАГИ бесценной серии документов под названием «Руководство для конструкторов», в которых опыт крупнейших советских ученых и специалистов в области летательной техники был обобщен до уровня простых и понятных формул, таблиц и графиков.

Тесное сотрудничество ОКБ С.А. Лавочкина с ЦАГИ при разработке и доводке ЛаГГ-3 с новым двигателем воздушного охлаждения способствовало появлению линейки лучших истребителей своего времени: Ла-5, Ла-5ФН, Ла-7, получивших превосходство в воздушных боях на советско-германском фронте. Их отличала возросшая скорость, скороподъемность, управляемость и маневренность.

С 1944 года начались поиски путей существенного повышения скорости самолетов за счет использования принципа реактивного движения. Большое значение при этом приобретал поиск оптимальной формы крыла, обеспечивающей уменьшение волнового сопротивления и повышение критического числа Маха. В ЦАГИ теоретически были доказаны преимущества стреловидного крыла перед прямым при полете со сверхзвуковой скоростью, и в ОКБ-301, объединившем сразу после войны ОКБ С.А. Лавочкина и завод № 301, создают первый отечественный самолет Ла-160 со стреловидным крылом. После проведения полного цикла испытаний этого самолета и его модификаций в ЦАГИ (рисунок 1) в 1948 году был построен истребитель Ла-176, который 26 декабря того же года впервые в нашей стране преодолел звуковой барьер.

В начале 50-х годов возникает необходимость разработки зенитных ракет для систем противоздушной обороны от носителей ядерного оружия, и в сентябре 1950 года эта работа Пос-



**рисунок 1.** Испытания полномасштабного макета самолета ЛА-168 в аэродинамической трубе Т-101 ЦАГИ

тановлением правительства СССР поручается ОКБ-301 – ОКБ С.А. Лавочкина. Зенитная управляемая ракета (ЗУР) В-300 коллективом КБ была спроектирована, изготовлена и подготовлена к стрельбовым испытаниям немногим более чем за год, и в начале 1955 года система ПВО С-25 была принята на вооружение Советской Армии. С этого года КБ приступило к проектированию ЗУР «400» для системы ПВО «Даль».

В 1952-1953 гг. ЦАГИ (в лице С.А. Христиановича и М.В. Келдыша) выдвинул предложение о создании сверхзвуковой межконтинентальной крылатой ракеты (МКР) с прямоточным воздушно-реактивным двигателем (*Бюшгенс Г.С. и др.*, 1993). Правительством СССР предложение было принято, и разработка одного из вариантов ракеты под названием «Буря» в 1954 году была поручена ОКБ С.А. Лавочкина.

В ЦАГИ были развернуты работы по исследованию аэродинамики, прочности и динамике МКР: разработано треугольное крыло со стреловидностью по передней кромке 70°; отработаны вопросы устойчивости, управляемости, прочности в условиях нагрева конструкции до 350°C, вопросы флаттера; созданы стенды полунатурного моделирования и др. (*Бюшгенс Г.С. и др.*, 1993).

В итоге совместной работы ЦАГИ с ОКБ С.А. Лавочкина и другими НИИ и предприятиями страны была создана первая в мире МКР (рисунок 2) со скоростью полета 3300-3400 км/час на высоте 25-26 км с возможностью совершения динамических маневров в любой момент времени. Эти характеристики были подтверждены при 18 пусках по трассе Владимировка – полуостров Камчатка. К сожалению, по политическим мо-



**рисунок 2.** Межконтинентальная крылатая ракета «Буря»

тивам подготовка серийного производства МКР «Буря» была остановлена.

Характеризуя совместные работы ОКБ и ЦАГИ на рубеже 50-х и 60-х годов, следует обратить внимание на одно совершенно уникальное (как это неоднократно имело место в истории нашего сотрудничества) направление, которое было инициировано на первый взгляд парадоксальным решением проблемы обеспечения управляемости крылатых ракет: не традиционным путем упрочения и увеличения массы конструкции, а за счет повышения упругости и облегчения ее элементов. Сегодня, спустя полвека, эта идея, получившая название концепции активной упругости, предполагающая использование, а не борьбу с аэроупругостью, стала важным направлением в мировой авиационной науке и технике (правда, как это часто случается, сначала без ссылок на первопроходцев).

## 2. Начало сотрудничества в области космической деятельности

В 1965 году (уже после смерти С.А. Лавочкина в 1960 году) по инициативе С.П. Королева ОКБ С.А. Лавочкина переключается на новую тематику: «Автоматические межпланетные станции (АМС) для исследования дальнего космоса и Луны» под руководством главного конструктора Георгия Николаевича Бабакина (1914-1971). Это новое для всех направление потребовало объединения усилий многих институтов различных ведомств, и одним из первых, по традиции, рядом с ОКБ (с 1970 – НПО им. С.А. Лавочкина) вновь становится ЦАГИ.

Участвуя практически во всех национальных космических программах и проектах, ЦАГИ проводит комплексное изучение аэротермодинамики, динамики и управления, прочности и акустики РКТ на этапах выведения, возвращения отделяемых частей, орбитальных маневров

и межпланетных перелетов, входа в атмосферу Земли и планет, автоматической посадки. В обеспечение этих работ институт планомерно развивал необходимую инфраструктуру. Созданная экспериментальная база во многом сохраняет свои передовые позиции и востребованность разработчиками РКТ до настоящего времени. В их числе не имеющие аналогов в России аэродинамические трубы Т-109, Т-117, Т-128, теплопрочностные вакуумные камеры ТПК-1, ВАТ-3С, ТВК-2, акустическая камера РК-1500 и др. В работе над этими программами под руководством всемирно известных ученых в институте сложились и продолжают работать научные школы с уникальным опытом теоретических и экспериментальных исследований РКТ.

Обширная программа полетов АМС к Венере, Марсу с посадкой на их поверхности, доставка образцов лунного грунта на поверхность Земли выдвинула перед исследователями и разработчиками этой техники широкий круг задач по выбору оптимальных траекторий полета с учетом нескольких притягивающих центров и атмосфер планет, форм и конструкций спускаемых аппаратов (СА), средств и способов обеспечения их тепловой защиты, устойчивости и управляемости в условиях большой неопределенности характеристик внешней среды.

В связи с этим ученые ЦАГИ расширяют диапазон изучаемых проблем. Развиваются прикладные методы траекторной оптимизации, в том числе, на основе новейших достижений советской математической школы – принципа максимума Понтрягина. На их основе исследуются оптимальные маршруты АМС к Луне и ближайшим планетам Солнечной системы (*Ильин В.А. и др., 1976*). Изучаются физические процессы и явления при движении СА в атмосферах этих планет; учитываются физико-химические превращения газа при орбитальных и сверхорбитальных скоростях полета, неравновесность протекания химических реакций, эффекты вязкости и переходные режимы течения, разреженность набегающего потока и др. Развиваются теории траекторного движения и динамики движения относительно центра масс космических аппаратов при спуске на поверхности планет, имеющих атмосферы различного химического состава (*Ярошевский В.А., 1988; Бобылёв А.В. и др., 1999*). Результаты многих исследований того периода обобщены в фундаментальных трудах ученых ЦАГИ, получивших высокую оценку и признание в нашей стране и за рубежом.

С использованием этих результатов специалисты НПО им. С.А. Лавочкина целенаправленно формировали рациональные компоновки меж-

планетных аппаратов и их системы управления. Так, для спуска в плотных атмосферах Земли и Венеры была обоснована сферическая форма СА, а для движения в разреженной атмосфере Марса – коническая с большими углами раствора. Последующая верификация проектных параметров осуществлялась в ходе экспериментальных исследований.

Здесь следует отметить преимущества существовавшей в СССР системы организации испытаний проектируемой космической техники по сравнению с практикуемой сегодня в новых условиях квазирыночной экономики. На примере НПО им. С.А. Лавочкина это преимущество выражалось в возможности привлечения всех необходимых установок существовавшей в стране экспериментальной базы, независимо от их ведомственной принадлежности. Находясь в системе Министерства общего машиностроения, располагающего собственным базовым научно-исследовательским институтом – ЦНИИМаш, НПО им. С.А. Лавочкина привлекало к исследованиям институты других ведомств, такие, как ЦАГИ, НИИ механики МГУ, ФТИ им. А.Ф. Иоффе, МВТУ им. Н.Э. Баумана и др. Для этого достаточно было включить их в сетевой график проведения исследований и испытаний, согласовать его с соответствующими специалистами и утвердить у руководства этих институтов. Это позволяло, с одной стороны, проводить испытания во всем необходимом диапазоне режимов полета (например, экспериментально определять аэродинамические характеристики СА во всем диапазоне скоростей – от низких дозвуковых до высоких гиперзвуковых с моделированием эффектов реального газа); с другой стороны – получать результаты «из нескольких рук», что снижало вероятность ошибки.

Такой подход тщательной экспериментальной отработки обеспечил в свое время успешное завершение разработанных НПО им. С.А. Лавочкина экспедиций КА серии «Венера» (13 запусков с 1967 по 1983 гг.), КА «Вега-1» и «Вега-2» для исследования кометы Галлея (1984), решение задачи по доставке лунного грунта аппаратами «Луна-16» и «Луна-20» (1970 и 1974). Наконец, следует упомянуть совершивший 2 декабря 1971 года первую в мире посадку на поверхность Марса СА «Марс-3». Достижению перечисленных успехов способствовало участие такого научно-исследовательского центра, как ЦАГИ, в комплексном решении ключевых задач аэротермодинамики, динамики, управления, прочности, аэроупругости, акустики, сопровождающих реализацию этих проектов.

### 3. Современное состояние совместных аэрокосмических исследований

К сожалению, в последнюю четверть прошлого века работы по проектированию космических аппаратов (КА) для межпланетных перелетов были практически прекращены. В новых условиях разреженного по времени финансирования и ослабленных внутри- и межотраслевых связях, приводящих к слабо контролируемому росту цен на услуги исполнителей, в том числе на экспериментальные исследования, НПО им. С.А. Лавочкина осуществило проектирование и производство КА проектов «Марс-96» (1989-1996) и «Фобос-Грунт» (2000-2011). В этих условиях не удалось в нужной мере отработать системы КА по хорошо зарекомендовавшей себя во времена СССР схеме, что объективно могло повлиять на судьбу экспедиций. В результате реализовать вывод этих КА на трассу перелета Земля-Марс не удалось: первого – из-за отказа в работе разгонного блока «Д», второго – из-за сбоя в работе цифровой вычислительной машины КА.

По мнению специалистов НПО им. С.А. Лавочкина, ограниченное финансирование не позволило привлечь ЦАГИ к аэротермодинамическим исследованиям СА, входящих в состав КА «Марс-96». В проекте же «Фобос-Грунт» была найдена возможность использовать научный и технический потенциал института лишь на завершающей фазе: для верификации выполненных силами НПО им. С.А. Лавочкина и ЦНИИМаш теоретических расчетов и ограниченных экспериментальных испытаний СА, предназначенного для доставки образцов грунта Фобоса на Землю.

Тем не менее, даже в таких условиях совместные исследования по проекту «Фобос-Грунт» имели большое значение, выходящее за рамки проекта. Проведенные ЦАГИ расчеты подтвердили аэродинамические характеристики СА при гиперзвуковых скоростях, правильность выбора параметров теплозащитного покрытия и его температурного состояния при аэродинамическом торможении. Исследованы траектории спуска СА в атмосфере с учетом случайных факторов; определены характеристики плазменного потока около СА, определяющие его заметность и, как следствие, выбор средств обнаружения для минимизации вероятного района падения. Уникальным результатом следует признать экспериментальные исследования аэродинамики и динамики СА при движении с дозвуковой скоростью на заключительном участке спуска. Испытания проводились в вертикальной аэродинамической трубе Т-105 на полномасштабном макете

СА и включали моделирование неуправляемого движения СА в свободном полете (рисунок 3). Полученные результаты вселили проектантам уверенность в устойчивости СА при спуске в атмосфере и безопасности при ударе о землю.



**рисунок 3.** Испытания полномасштабного макета СА «Фобос-Грунт» в вертикальной аэродинамической трубе Т-105 ЦАГИ

ЦАГИ участвовал в уникальных испытаниях СА, лобовой аэродинамический экран которых выполнен в виде надувного тормозного устройства (НТУ) (Алексашкин С.Н. и др., 2003). Испытанный СА с НТУ (рисунок 4) предназначен для отработки технологии создания нового класса трансформируемых космических аппаратов, разрабатываемой НПО им. С.А. Лавочкина в инициативном порядке при финансовой поддержке МНТЦ (тема «Демонстратор»). Испытания полномасштабного макета СА «Демонстратор» диаметром 2,3 м (основное НТУ) и 3,8 м (после раскрытия дополнительного НТУ) проводились в аэродинамической трубе Т-101 с открытой рабочей частью. В результате определены зависимости статических аэродинамических коэффициентов СА с НТУ от скорости спуска в диапазоне 15-30 м/с, а также зависимости перепада давления внутри и вне герметичной оболочки НТУ от скорости в момент потери устойчивости формы НТУ.

По просьбе НПО им. С.А. Лавочкина 25 лет назад ЦАГИ организовал на территории НПО проведение частотных и вибропрочностных испытаний сборок из составных частей разрабатываемых космических аппаратов. Основанием для этого были многолетний опыт специали-



**рисунок 4.** Испытания СА с надувным тормозным устройством в аэродинамической трубе Т-101 ЦАГИ

тов ЦАГИ в области экспериментального определения резонансных частот и форм упругих колебаний, коэффициентов конструкционного демпфирования и нелинейных зависимостей исследуемых объектов от небольших КА до аппаратов типа ВКС «Буран», в частности в области инфранизких частот, и наличие для этого широкой линейки специализированных линейных электродинамических силовозбудителей. Исследованные к настоящему времени изделия отличались как по назначению, так и по конфигурациям и габаритно-весовым данным. Для каждого конкретного случая в ЦАГИ разрабатывались методики испытаний; выбирались соответствующие системы силовозбуждения, управления, измерения и регистрации сигналов датчиков; подготавливались требуемые стенды для подвешивания изделия.

Можно отметить, что в 1990 году впервые на практике частотным испытаниям подвергалась многосекционная крупногабаритная конструкция сборки солнечных батарей для КА длительного функционирования. При этом сборка подвешивалась на длинных гибких тросах в вертикальном положении панелей. Вынужденные колебания (крутильные, изгибные, маятниковые) возбуждались с помощью маломощных силовозбудителей, подвешенных горизонтально (Васильев К.И., 2003). По ряду изделий (РБ «Фрегат», «Навигатор», переходные отсеки «ПХО», изделия «Спектр-Р», «РБФ-2М» и др.) выполнены как частотные, так и вибропрочностные испытания при многократном нагружении сборки на частоте изгиба, которые осуществлялись с использованием уникального по своим техническим характеристикам электродинамического силовозбудителя ЭДСВ-500/100 (рисунок 5).



**рисунок 5.** Фрагмент испытаний сборки с РБ «Фрегат» и переходным отсеком «ПХО» на расчетный случай транспортирования

Одним из несомненных сегодняшних достижений НПО им. С.А. Лавочкина является создание универсального разгонного блока «Фрегат» и его успешное использование для выведения отечественных и зарубежных КА. К сожалению, ряд предложений ЦАГИ по сотрудничеству в рамках этого проекта, направленных на повышение средствами управления грузоподъемности, адаптивности к изменениям параметров полета и характеристик аппарата, толерантности к случайным факторам, оптимального сопряжения с программой выведения ракеты-носителя (Филатьев А.С., 1999), пока не получили поддержки НПО им. С.А. Лавочкина в отличие от их коллег по проекту «Союз-Фрегат».

#### 4. Перспективы дальнейшего сотрудничества

В Законе РФ «О космической деятельности» исследование и использование космического пространства определены как приоритеты государственной политики. В соответствии с этим ЦАГИ, оснащенный за свою почти вековую историю одной из лучших экспериментальной и научно-технологической базой для исследований авиационной и ракетно-космической техники, а также располагающий необходимыми высококвалифицированными опытными кадрами, обязан предоставлять имеющийся потенциал для развертывания работ в области космической деятельности России. В Программе аэрокосмических исследований ЦАГИ, выполненной по заказу Роскосмоса и ЦНИИмаш в 2008 г. с дополнениями от 2009 и 2011 гг., определены эффективные формы участия ЦАГИ в космической деятельности и описано современное

состояние и возможности уникальных научных школ и экспериментальной базы института для комплексного объективного исследования аэродинамики, динамики, систем управления, статической и динамической прочности, акустики и силовых установок для всего спектра проектируемой РКТ.

Одним из важнейших принципов своего участия в космической деятельности ЦАГИ, как головной институт авиационной отрасли, традиционно видит в возрождении и укреплении тесных связей с ведущими предприятиями – разработчиками РКТ. Особое место в этом ряду приоритетов для ЦАГИ традиционно занимает НПО им. С.А. Лавочкина. Потенциал сотрудничества наших предприятий базируется на современном научно-техническом заделе. Некоторые принципиальные возможности ЦАГИ с учетом последних разработок для такого сотрудничества отмечены ниже.

По последним данным Министерства обороны США (*Developing Science and Technology List*, 2002), причиной 50% отказов КА в первые дни на орбите являются виброакустические нагрузки при выведении. Для России проблема долговечности КА, особенно в связи с общемировой тенденцией перехода к КА открытой схемы, стоит еще более остро. В ЦАГИ создан комплекс экспериментальных установок для исследования переносимости любыми КА виброакустических нагрузок при старте, на трансзвуковых режимах, на максимальных скоростных напорах, а также при транспортировке.

Для проверки готовности КА выдержать акустические нагрузки, особенно при старте и прохождении трансзвуковой зоны, должны проводиться соответствующие испытания в акустических камерах. Они не могут быть адекватно заменены только виброиспытаниями из-за разной физической природы передачи нагрузки. Единственная в России действующая реверберационная камера РК-1500 с объемом более 1500 м<sup>3</sup> создана и давно успешно эксплуатируется в ЦАГИ (рисунок 6). Похожую установку ЦАГИ помогал создавать для ОАО «ИСС им. акад. М.Ф. Решетнёва». Но РК-1500 имеет заметно большие размеры и мощность, позволяющие испытывать КА под головным обтекателем ракеты-носителя. Благодаря разработанным ЦАГИ акустическим возбудителям, не имеющим мировых аналогов, может воспроизводиться любое внешнее акустическое поле (до 163 дБ). Таким образом удается воссоздать объемное, акустическое, нагружение КА, максимально приближенное к полетному. В США, Европе, Японии все КА проходят приемосдаточные испытания

в специальных комплексных центрах, располагающих, в том числе, и акустическими камерами. Таким образом, акустические испытания входят в обязательную программу предполетной подготовки КА. НПО им. С.А. Лавочкина имеет опыт использования уникальных возможностей РК-1500 при подготовке своих КА, однако в последние годы фактически отказалось от проведения таких испытаний. Если учесть упомянутые выводы аналитиков США о наиболее вероятных причинах отказов КА на орбите, игнорирование важного этапа экспериментальной отработки надежности КА в акустических камерах могло стать одной из причин отдельных неудач последнего времени с нашими КА и, в частности, загадочной потери КА «Фобос-Грунт».

Другой пример из области приложения «авиационных» технологий для РКТ. Для авиации воздушная среда является основой существования и высокой эффективности транспортных операций. За вековую историю авиационной отрасли накоплен огромный опыт изучения атмосферы в приземном слое и на больших высотах и возможностей ее оптимального использования. В то же время, при проектировании ракет-носителей космического назначения, которые, по существу, совершают полет только в атмосфере, последняя воспринимается исключительно как среда, создающая «проблемы» и препятствующая движению. Очевидно, трудно говорить об оптимальном использовании атмосферы, если априори при проектировании закладывать только аэродинамические потери, как это происходит сегодня на практике, хотя все основатели космонавтики предрекали будущее аппаратам, которые не преодолевают, а эффективно используют атмосферу. Поэтому в ЦАГИ уже достаточно продолжительное время отрабатывается технология комплексной, междисциплинарной, оптимизации РКТ на основе объективного анализа возможностей атмосферного полета как при спуске так и при выведении (*Филатьев А.С.*, 1991; *Filatyev A.S.*, 2000). Разработан комплекс ASTER программ сквозной оптимизации ветвящихся траекторий на основе принципа максимума Понтрягина (*Filatyev A.S. et al.*, 2001). Регулярность и высокая адаптивность позволяют широко использовать комплекс в автоматическом режиме на разных стадиях проектирования РКТ. Комплекс успешно прошел апробацию в рамках российских опытно-конструкторских работ («Протон», «Ангара», «Русь-М», «Воздушный старт» и др.), а также в ходе презентации на первом рабочем семинаре (2001), организованном Научно-техническим комитетом (ESTEC) Европейского космического агентства



**рисунок 6.** Подготовка КА «Экспресс МД-2» к этапу приемосдаточных испытаний в реверберационной камере РК-1500 ЦАГИ

для сравнительного тестирования существующих в Европе, США, России и Японии программных комплексов в области оптимизации и моделирования полета РКТ. По его итогам ASTER включен в реестр ESTEC современных вычислительных средств аэродинамики.

Ряд важных результатов получен в рамках НИОКР, частично финансируемых в последние годы Роскосмосом и ЦНИИмаш. В частности, для широкого класса компоновок РКН подтверждена принципиальная возможность повышения грузоподъемности на 4-5% только за счет сквозной оптимизации траекторий. Моделирование предложенных новых траекторий выведения, проведенное специалистами НПЦ АП им. академика Н.А. Пилюгина, подтвердило их эффективность и с учетом работы системы управления при наихудших возмущениях.

Специалисты ЦАГИ предложили концепцию нового поколения адаптивной системы наведения на основе сквозной непрямой оптимизации управления ветвящимися процессами (Филатьев А.С., 1999). Такая система характеризуется «интеллектуализацией» процесса выбора стратегии наведения за счет не только решения на борту краевых задач для выполнения граничных условий, что обеспечивают и современные системы терминального наведения, но и оптимизации управления с учетом случайных факторов и нештатных ситуаций. Внедрение таких систем позволяет реализовать предельные энергетические возможности, максимальную область управляемости, толерантность к возмущениям,

универсальность для широкого круга полетных заданий и типов РКТ. Все это, в свою очередь, даст положительный эффект в повышении безопасности полета, расширении диапазона переносимых возмущений и отказов, снижении гарантийных запасов топлива и др. Совместно с НПЦ АП им. академика Н.А. Пилюгина исследуется возможность компромисса: реализация предлагаемых траекторий повышенной грузоподъемности в рамках существующих систем терминального управления.

В отделении измерительной техники и метрологии ЦАГИ разработан уникальный стенд для определения массы, координат центра масс и моментов инерции КА (рисунок 7). Эта установка, не имеющая аналогов в мире, позволяет с высокой точностью проводить измерения статических и динамических параметров крупногабаритных объектов (до 1500 кг) с погрешностью не более 0,1 кг для массы, 2 мм – для координат центра масс и 3% – для моментов инерции. Стенд оснащен высокоточным измерительно-вычислительным комплексом ИВК М2 и программным обеспечением «Поток», адаптированными к данной задаче (Блокин-Мечталин Ю.К. и др., 2004). Разработан комплекс бесконтактного высокоточного измерения геометрических параметров формы, движения и деформаций изделий (Кулеш В.П., 2004).



**рисунок 7.** Стенд ЦАГИ для высокоточного определения массы, положения центра масс и моментов инерции КА

Анализируя планы разработки новой космической техники в НПО им. С.А. Лавочкина и современную обширную научно-исследовательскую и испытательную базу ЦАГИ, два года назад нами была согласована Программа совместных фундаментальных и прикладных исследований по перспективным КА. Она включает решение широкого комплекса проблем, обусловленных длительным

пребыванием в космическом пространстве (КА серий «Электро», «Спектр», «Аркон» и др.) и продолжительными межпланетными перелётами, высокоскоростным движением в атмосферах других планет, длительным пребыванием на их поверхности и др. (АКА серий «Марс», «Луна», «Венера», «Юпитер-Европа» и др.).

## заклучение

Одним из важнейших направлений Федеральной космической программы должно стать развитие «собственных», ракетно-космических, технологий, которые в недалеком прошлом олицетворяли технический прогресс и служили ориентиром для науки и техники в других отраслях. В современных условиях поднятие космической науки и индустрии до подобного сравнительного уровня требует (как, впрочем, и полвека назад) объединения научно-технического потенциала многих смежных отраслей и в первую очередь, как свидетельствует собственный исторический опыт НПО им. С.А. Лавочкина и его сотрудничество с ЦАГИ, родственных: ракетно-космической и авиационной.

Упомянутая успешная переориентация на сравнительно коротком историческом отрезке деятельности одного и того же коллектива НПО им. С.А. Лавочкина с авиационной на космическую является ярким подтверждением близости технических задач, решаемых в этих отраслях. Поэтому, особенно в современных условиях дефицита опытных кадров, сотрудничество ведущих предприятий авиационной и космической отраслей является объективной необходимостью. В частности, в условиях кадрового дефицита, особенно в экспериментальном секторе, при неполной загруженности одних уникальных экспериментальных установок и перегруженности других, при общей заинтересованности в привлечении молодого пополнения к исследованиям РКТ следует рассмотреть организационно-правовую возможность создания интегрированных межотраслевых структур, ориентированных на достижение конкретных целей, и совместных экспериментальных центров коллективного пользования, отвечающих в первую очередь интересам создания новых эффективных технологий и образцов техники.

В складывающихся условиях также должна адекватно видоизменяться и ФКП России. Акценты должны смещаться к исследованиям и разработкам летных демонстраторов новых технологий, например в части применения трансформируемых и надувных конструкций. Исследования с помощью демонстраторов позволят при сравнительно небольших затратах своевре-

менно и объективно не только спланировать работы над космическими аппаратами будущего, но и наладить (восстановить) необходимые внутри- и межотраслевые научно-производственные связи, инфраструктуру. Последняя задача имеет огромное значение и неосуществима без совместной работы над реальными проектами.

## список литературы

*Алексакин С.Н., Бобылёв А.В., Власенко О.В., Пичхадзе К.М. и др.* Управление траекторией космического аппарата с надувным тормозным устройством в атмосфере Марса // Космические исследования, 2003. Т. 41, № 3. С. 300-306.

*Блокин-Мечталин Ю.К., Петровиц В.В., Чумаченко Е.К.* Тензометрический измерительно-вычислительный комплекс ИВК М2 // Датчики и системы, 2004. № 3. С. 14-17.

*Бобылёв А.В., Ярошевский В.А.* Оценка условий захвата в режим резонансного вращения неуправляемого тела при спуске в атмосфере // Космические исследования, 1999. Т. 37, № 5. С. 515-523.

*Бюшгенс Г.С., Бедржицкий Е.Л.* ЦАГИ – центр авиационной науки. М.: Наука, 1993. 272 с.

*Васильев К.И.* Электродинамический силовозбудитель для динамических испытаний крупногабаритных конструкций // Техника воздушного флота, 2003. № 5-6. С. 95-99.

*Ильин В.А., Кузмак Г.Е.* Оптимальные перелеты космических аппаратов с двигателями большой тяги. М.: Наука, 1976. 744 с.

*Кулеш В.П.* Бесконтактные измерения геометрических параметров форы, движения и деформации объектов в экспериментальной аэродинамике // Датчики и системы, 2004. № 3. С. 22-27.

*Филатьев А.С.* Оптимальный запуск искусственного спутника Земли с использованием аэродинамических сил // Космические исследования, 1991. Т. 29, вып. 2. С. 255-271.

*Филатьев А.С.* Практический путь повышения эффективности космических транспортных систем на основе внедрения строгих методов сквозной оптимизации // Авиакосмическая техника и технология, РИА, 1999. № 1. С. 23-30.

*Ярошевский В.А.* Вход в атмосферу космических летательных аппаратов. М.: Наука, 1988. 336 с.

*Developing Science and Technologies List, section 19 // Space Systems Technology. DoD, Defense Threat Reduction Agency, Ft. Belvoir, October 2002.*

*Filat'ev A.S.* «Paradoxes» of optimal solutions in problems of space vehicle injection and reentry // Acta Astronautica, 2000. V. 47. P. 11-18.

*Filat'ev A.S., Golikov, A.A., and Yanova, O.V.* ASTER – Indirect Optimization of Branched Injection Trajectories of Aerospace Vehicles 1st ESA Workshop on Astrodynamics tools and Techniques, 17-18 July 2001, ESTEC, Noordwijk, The Netherlands.

*Статья поступила в редакцию 25.04.2012 г.*

## АНАЛИЗ ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ КБХИММАШ ИМ. А.М. ИСАЕВА И НПО ИМ. С.А. ЛАВОЧКИНА В ЧАСТИ СОЗДАНИЯ ЖРД

*В.С. Завьялов\**,  
kbhimmash@korolev-net.ru;

*В.А. Петрик\**,  
kbhimmash@korolev-net.ru

*В статье рассказывается о развитии партнерских отношений между КБхиммаш им. А.М. Исаева и НПО им. С.А. Лавочкина.*

*Ключевые слова: А.М. Исаев;  
С.А. Лавочкин;  
жидкостный реактивный ракетный двигатель – ЖРД;  
ЗУР; Буря.*

Сотрудничество Алексея Михайловича Исаева и Семёна Алексеевича Лавочкина продолжалось недолго, с конца 1950-го по 1960 год, но оставило значительный след в развитии ракетной техники. Что предшествовало их совместной работе?

А.М. Исаев добился значительных результатов, работая над созданием жидкостно-реактивного двигателя для авиации, за что был награжден орденом Ленина и стал первым лауреатом Сталинской премии среди разработчиков ЖРД.

Ещё до поездки в Пенемюнде в 1945 году, он уже знал, что ЖРД должны получить дальнейшую разработку не для авиации, а для зенитных ракет. А.М. Исаев считал, что ЖРД для ЗУР должны быть предельно простыми, надежными, дешевыми и иметь вытеснительную систему подачи. С этими убеждениями в мае 1948 года он приступил к работам по созданию ЖРД для ЗУР типа Р-101 и Р-102 в НИИ-88 в Подлипках.

Выдающийся авиационный конструктор С.А. Лавочкин в октябре 1945 года стал начальником ОКБ-301 в Химках. Созданные им после войны лучшие винтомоторные истребители Ла-9 и Ла-11 должны были уступить место турбореактивным самолетам. Самолет Лавочкина Ла-15 первым достиг скорости звука, но первенство в серийном изготовлении реактивных самолетов осталось за фирмой А.И. Микояна.

В этих условиях в 1950 году ОКБ-301 было назначено головным в разработке ЗУР

\* «КБхиммаш им. А.М. Исаева» – филиал ФГУП «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева», Россия, Московская область, г. Королёв.

## ANALYSIS OF COOPERATION BETWEEN KBKHEMMASH NAMED AFTER A.M. ISAEV AND LAVOCHKIN ASSOCIATION IN DEVELOPMENT OF LIQUID-PROPELLANT ROCKET ENGINES

*V.S. Zaviyalov\*\**,  
kbhimmash@korolev-net.ru;

*V.A. Petrik\*\**,  
kbhimmash@korolev-net.ru

*The article covers the development of partnership between KBkhimmash named after A.M. Isaev and Lavochkin Association.*

*Key words:  
A.M. Isaev;  
S.A. Lavochkin;  
liquid-propellant jet rocket engine – RZhd;  
ZUR; Burya.*

для ПВО Москвы.

В первых числах августа 1950 года Сталин поставил задачу: получить ракету для ПВО в течение года. 09 августа 1950 года на базе Главного Управления по радиолокации было образовано Третье Главное Управление при СМ СССР, на него возложены задачи создания ракетной ПВО. Головной организацией по разработке систем ПВО определено КБ-1 Министерства вооружения, главными конструкторами системы ракетной ПВО г. Москвы в КБ-1 назначены П.Н. Куксенко и С.Л. Берия (система получила название «Беркут» от первых слогов фамилий Берия и Куксенко). Головной организацией по созданию ЗУР системы «Беркут» было определено ОКБ-301 С.А. Лавочкина, а разработчиком двигателя ЗУР – А.М. Исаев.

КБ-1 с момента образования было поставлено в особые условия. Финансирование и льготы шли по линии ПГУ СМ (разработка ядерного оружия), пополнение кадрами – по приказам, секретность была такой степени, что даже руководство военного министерства не знало, чем занимается КБ-1. Лавочкину поручалось создать ракету В-300 («205») на базе немецкой ЗУР «Вассерфаль». Высота поражения цели – 20 км на расстоянии до 30 км. Для простоты и надежности была выбрана одноступенчатая схема с двигателем вытеснительной системы подачи, в качестве двигателя – ЖРД С09.29, разработан-

\*\* KBkhimmash named after A.M. Isaev – subdivision of Federal Enterprise «GKNPTs named after M.V. Khrunichev», Moscow region, Korolev.

ный А.М. Исаевым для ракеты Р-101 – аналога немецкой «Вассерфаль».

В КБ-1 параллельно разрабатывалась более перспективная двухступенчатая ЗУР ШБ (32-Б), для чего был создан специальный отдел (№ 32) во главе с Д.А. Томашевичем. Разработка этой ракеты не была включена в директивные документы. В случае срыва срока создания ракеты В-300 С.А. Лавочкиным вариант ракеты ШБ-32 становился основным. Прототипом этой ракеты была двухступенчатая немецкая твердотопливная подвижная ракета «Рейнтохтер», которая разрабатывалась в оккупированной немцами Лиепая. Для достижения высоты не менее 12 км вторая ступень ракеты была заменена на жидкостную. Первые шесть пусков «Рейнтохтер» были проведены в январе 1945-го, а в феврале 1945 все экземпляры ракет были эвакуированы в Пенемюнде.

РДТТ 1-й ступени ШБ-32 разрабатывал И.И. Картуков, а ЖРД 2-ступени – А.М. Исаев. В работах Лавочкина и Исаева по В-300 ставились совсем другие задачи. Нужно было уложиться в срок, указанный Сталиным. Работы шли по часовому графику. В феврале 1951 г. было закончено предварительное проектирование, в марте – защита ЭП. 25 июля прошло 1-е ЛКИ. Срок был выдержан.

В августе 1951-го вышло постановление о передаче ЗУР из НИИ-88 МВ в МАП, куда перешли из НИИ-88 часть разработчиков ЗУР вместе с Г.Н. Бабакиным. До 16 декабря 1951 г. было проведено 30 пусков В-300. В целом результаты были признаны положительными и, с необходимыми доработками. Ракета была запущена в большую серию. В-300 получилась тяжелой, со стартовой массой 3582 кг. В ОКБ 301 имелись разработки двухступенчатых вариантов ракет В-500 и В-600 со стартовой массой 1300 и 600 кг, но для их отработки требовалось 2-3 года. Следующий этап ЛКИ был назначен на март 1952 года.

Сроки ЛКИ и серийное изготовление оставили только один вариант непрерывной модернизации ракеты и двигателя. Это требовало четкого повседневного взаимодействия главных конструкторов ракеты и двигателя. Вот здесь и проявилось сходство характеров Лавочкина и Исаева. Никто из них не был диктатором. Решения принимались ими только после обсуждения в коллективах. Между собой они спорили много, но умели уступать, идти на компромисс в интересах общего дела. Совместная работа двух главных конструкторов переросла в настоящую дружбу.

2-й этап автономных ЛКИ ракет В-300 прохо-

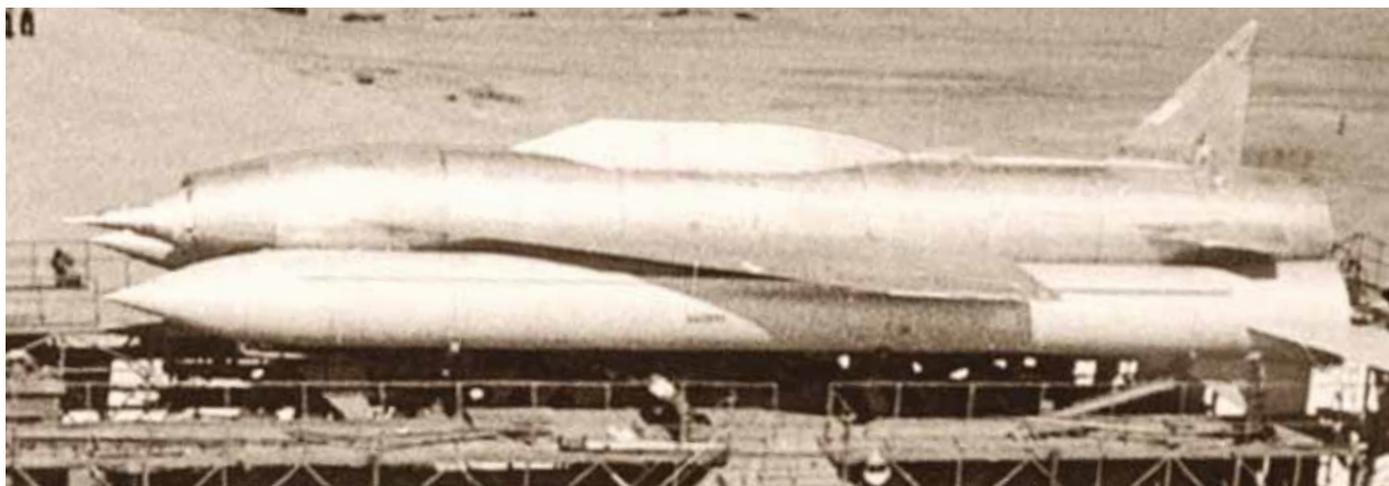
дил с марта по сентябрь 1952 года. Получены были хорошие результаты, продолжалось совершенствование системы наведения и самой ЗУР. В ноябре 1953 года ОКБ-2, которому поручено в кратчайший срок создать передвигной ЗРК получивший обозначение С-75, возглавил П.Д. Грушин. Основу ОКБ-2 составил отдел 32 КБ-1. Д.М. Томашевич стал 1-м замом Грушина, а новая ракета – почти копией ШБ-32, что позволило уже в 1954 году выйти на ЛКИ.

С.А. Лавочкин и А.М. Исаев продолжали модернизировать и совершенствовать систему, получившую обозначение С-25. ЗУР прошли модификации «205», «207», «207А», «208», «217» и «217М». Различным вариантам двигателя С09.29 пришли на смену С2.145, С2.260, С2.751В, С5.1, С5.41(5Д25). ЗУР системы С-25 стали первыми массовыми ракетами. Массовое изготовление не позволяло вносить коренные изменения в конструкцию. С.А. Лавочкин прекрасно понимал преимущество двухступенчатых ракет для ЗУР, но перейти на них не было возможности, двухкольцевая ПВО Москвы должна была работать постоянно. А.М. Исаев также понимал, что для тяжелых ЗУР нужна система подачи с ТНА, но времени на отработку ЖРД с ТНА не было. В итоге А.М. Исаев отстал от Д.Д. Севрука примерно на два года. Однако двигатели Севрука не обеспечивали требуемую надежность, и были в 1959 году заменены на двигатели Исаева (С5.1 в системе «217М» и С5.2 в ракете Р-17). Исаев же смог приступить к разработке ЖРД с ТНА только с начала 1954 года, так как после 1953 г. все работы по теме «Беркут» (С-25) были приостановлены более чем на полгода.

Двигатели, разработанные А.М. Исаевым для ЗУР С.А. Лавочкина, в чистом виде или после небольших доработок, нашли применение в других ракетных системах. На основе двигателя для ЗУР «205» С.П. Королевым создана первая БР Р-11 с ЖРД на стойких компонентах, которая проложила путь к созданию семейства боевых ракет М.К. Янгеля.

При отработке ЗУР еще для системы «Беркут» возникла острая необходимость в самолетах-мишенях с параметрами самолетов вероятного противника. Лавочкин разработал беспилотный самолет Ла-17; в различных модификациях он выпускался почти 40 лет, до 1993 года. В отдельные годы производилось по 500-600 самолетов. Ла-17 выпускался как с прямоточными, так и с турбокомпрессорными двигателями; использовался он и как беспилотный самолет фоторазведки.

После создания в СССР атомной бомбы малоуязвимый способ ее доставки к цели рассматри-



**рисунок 1.** МКР «Буря»

вался в двух вариантах: баллистическими и крылатыми ракетами. Постановлением ЦК КПСС и СМ СССР от 24 мая 1954 года предусматривалось начать одновременно отработку БР Р-7 Королева и двух типов МКР на дальность 8000 км с ядерным зарядом. Работы по более легкой «Буре» (рисунок 1) или «изд. 350» поручались ОКБ-301 Лавочкина, по «Бурану» или «изд. 42/41» – ОКБ-23 Мясищева. Научным руководителем обоих проектов был Келдыш, а разработчиком ПВРД в легкой и тяжелой МКР – ОКБ-670 Бондарюка.

По итогам ЭП «Буря» имела следующие характеристики: стартовый вес – 98 т, вес боевого заряда – 2350 кг, дальность полета – 8000 км, высота полета – 17,5-25,5 км, скорость полета – 3,1-3,2 М. На всю отработку отводилось три года. Остановимся только на работах КБ Исаева и итогам работы по МКР в целом.

Для старта МКР Лавочкину нужны были мощные двигатели для ускорителя. Лавочкин обратился за помощью к Исаеву. У него максимальная тяга двигателя с турбонасосной системой подачи для изд. 217 была всего 16-17 т, двигатель находился в стадии отработки. Исаев и Лавочкин проработали связку из четырех двигателей для двух ускорителей МКС. Здесь впервые на 1-й ступени ракеты работали одновременно сразу восемь двигателей, каждый со своим ТНА. Двигатель ускорителя С2.1100 (рисунок 2) тягой 68 т в процессе отработки претерпел значительные изменения, он был переведен с керосинового топлива на ТГ-02, что избавило от взрывов в форсуночной головке КС и обеспечивало нужное изменение тяги.

В своих дальнейших двигателях Исаев окончательно отказался от использования керосина и его производных. Связка четырех двигателей



**рисунок 2.** Двигатель С2.1100 разработки А.М. Исаева для МКР «Буря» разработки С.А. Лавочкина

по 17 т позволила вести отработку отдельного двигателя на стенде ОКБ-2 до того, как будет дооборудован под стойкие компоненты стенд № 2 филиала НИИ-88 в Загорске.

В окончательном варианте для «Бури» был создан двигатель С2.1150 тягой 68 т. Он тоже начал обрабатываться автономно, но в связке существенно отличался от С2.1100. Он стал двух компонентным с АК-27и и ТГ-02, что привело к снижению удельной тяги на 3 единицы, но это с превышением компенсировалось уменьшением веса двигателя с 800 до 650 кг, так как связка

стала цельносварной, без рамы. На ЛКИ после первых неудач двигатель Исаева в дальнейшем работал без замечаний.

ЛКИ «Бурана» намечались на лето 1958 года. После запуска ракетой Р-7 первого ИСЗ 07 октября 1957 года в ноябре того же года все работы по МКС «Буран» были фактически прекращены. В мае 1959 года вышло постановление о создании МКР Р-16 на основе ракет Р-12 и Р-14. ЛКИ МКР «Буря» еще продолжались, и к концу 1959 года была получена максимальная дальность 6500 км. Это уникальное на многие годы достижение для МКР было ниже требуемого по ТЗ – 8000 км. В феврале 1960 года работы по «Буре» были прекращены, но огромный технический задел был использован в дальнейших разработках.

ЗРК С.А. Лавочкин начал заниматься с 1954 года. Система «Даль» с центральным (а не кольцевым) расположением стартовых позиций и круговым обзором РЛС могла поражать одновременно до десяти целей на расстоянии до 160-180 км в любом направлении ракетами с ГСН. Только на первом этапе разработки (изд. 400) в качестве ускорителя использовался двигатель Исаева тягой 17 т. В дальнейшем он был заменен на твердотопливный. В качестве маршевого двигателя был прямоточный М.М. Бондарюка вместо двигателя Р01-154 С.А. Косберга (от С2.1200 А.М. Исаева). Отработка шла тяжело. Не выполнялись требования по дальнему радиолокационному наведению, по энергетическим характеристикам ПВРД, по ЭВМ и др.

Летом 1960 года С.А. Лавочкина, который очень болезненно переживал закрытие «Бури», Хрущев лично направил на полигон Сарышаган, где неудовлетворительно шли ЛКИ комплекса «Даль». Здесь, на 35-й площадке полигона Семен Алексеевич скончался от сердечного приступа.

ЛКИ по системе «Даль» продолжались до 1962 года. ОКБ-301 сделали филиалом № 3 ОКБ-52 Челомея. Самостоятельность ОКБ-301, как НПО им. С.А. Лавочкина, была восстановлена только после ухода Хрущева.

Очевидно, что отказ А.М. Исаева от продолжения работ по ЗУР и ПРО с П.Д. Грушиным носил не только деловой характер – там не было таких доверительных отношений, как с С.А. Лавочкиным.

С коллективом ОКБ-301 (НПО им. С.А. Лавочкина), возглавляемым Г.Н. Бабакиным, А.М. Исаев сохранил дружеские отношения. За короткий период были созданы двигатели, обеспечивающие первую мягкую посадку на Луну, доставку луноходов и двигатель взлетной ракеты для доставки на Землю лунного грунта. А.М. Исаев и Г.Н. Бабакин ушли из жизни почти

одновременно в 1971 году.

Творческое и результативное сотрудничество ОКБ-301 (ныне НПО им. С.А. Лавочкина) и ОКБ-2 (КБхиммаш им. А.М. Исаева) было продолжено в последующие годы, с развитием в настоящее время наиболее энергомассовых удельных характеристик маршевого двигателя С5.92 для РБ «Фрегат» в условиях развернутого серийного производства; разработки нового поколения КТДУ и ЖРД МТ ориентации и стабилизации для перелётного и посадочного модулей в рамках проектов «Луна-Глоб», «Луна-Ресурс»; перспективных работ по Федеральной космической программе и программам международного сотрудничества (рисунок 3).



**рисунок 3.** Двигатели КБхиммаш в разработках НПО им. С.А. Лавочкина

75-летняя история прославленного НПО им. С.А. Лавочкина включает практически все этапы становления и развития отечественной авиационной и ракетно-космической техники, и для коллектива КБхиммаш им. А.М. Исаева выполнение сложных требований ТЗ головного разработчика является большой честью, сопряженной всегда с высоким уровнем ответственности.

*Статья поступила в редакцию 09.04.2012 г.*

## **К 75-ЛЕТИЮ НПО ИМ. С.А. ЛАВОЧКИНА – ЭТАПЫ СОТРУДНИЧЕСТВА С ЦНИИМАШ**

*Г.Р. Успенский,  
профессор, доктор технических наук\*,  
valsharg@korolev-net.ru;*

*В.Ш. Губайдуллин\*,  
valsharg@korolev-net.ru*

*Обозначены основные вехи сотрудничества ЦНИИ машиностроения и НПО им. С.А. Лавочкина при создании космических комплексов научного назначения. Рассматриваются основные технические задачи, совместное решение которых обеспечило реализацию проектов по созданию ракетно-космической техники для проведения фундаментальных космических исследований.*

*Ключевые слова:*

*Луна;  
Марс;  
Венера;  
космический комплекс;  
автоматическая станция;  
луноход;  
лунный грунт;  
космический аппарат.*

Наиболее тесное и плодотворное сотрудничество ЦНИИмаш (НИИ-88) и НПО им. С.А. Лавочкина началось после передачи работ по созданию автоматических космических аппаратов (КА) для исследования небесных тел Солнечной системы из ЦКБЭМ (сейчас РКК «Энергия») в НПО им. С.А. Лавочкина. Моменту передачи работ предшествовала серия неудач по осуществлению мягкой посадки КА на Луну. Коллективами наших предприятий предстояло определить причину аварий ракеты-носителя. В ходе выяснения причин было сделано несколько предположений, в т.ч. и возникновение резонансных колебаний

\* Федеральное государственное унитарное предприятие «Центральный научно-исследовательский институт машиностроения», Россия, Московская область, г. Королёв.

## **ON THE OCCASION OF THE 75TH ANNIVERSARY OF FEDERAL ENTERPRISE «LAVOCHKIN ASSOCIATION» – COOPERATION MILESTONES WITH THE CENTRAL RESEARCH INSTITUTE OF MACHINE BUILDING «TSNIIMASH»**

*G.R. Uspenskiy,  
Professor, Doctor of Engineering\*\*,  
valsharg@korolev-net.ru;*

*V.Sh. Gubaydullin\*\*,  
valsharg@korolev-net.ru*

*The article describes the main milestones of cooperation between Research Institute «TsNIIMash» and Federal Enterprise «Lavochkin Association» in the sphere of scientific space systems; as well as main technical objectives, which joint solving has allowed to realize the projects in production of space-rocket technical equipment for fundamental space researches.*

*Keywords:*

*the Moon;  
Mars;  
Venus;  
space system;  
automatic station;  
lunar rover;  
lunar soil;  
spacecraft.*

жидкого наполнителя.

Была создана специальная лаборатория моделирования динамики аппаратов с жидким наполнителем. Работы проводились под руководством Ю.А. Мозжорина, Г.Н. Микишева, Б.И. Рабиновича и В.П. Шмакова. В результате экспериментальных и теоретических исследований были разработаны рекомендации по конструкторским доработкам, и ракета-носитель успешно вывела КА на орбиту полета к Луне.

Далее решалась проблема уставок телескопов астронавигационной системы (САН) коррекций КА для «попадания» в Луну.

\*\* Federal Enterprise «TsNIIMas» (Central Research Institute of Machine Building), Russia, Moscow region, Korolev.

В ее решении принимал участие НИИ-88 (ЦНИИМаш) совместно с ИПМ РАН.

Наконец, заключительный участок полета – мягкая посадка КА на Луну. Здесь НИИ-88 уточнил циклограмму работы двигателя посадки, что совпало с циклограммой НПО им. С.А. Лавочкина (исполнитель В.П. Пантелеев при личном участии Г.Н. Бабакина). В феврале 1966 года станция «Луна-9» (Е6М) впервые в мире совершила мягкую посадку на поверхность Луны.

Воодушевленные успехом, специалисты и учёные ОКБ им. С.А. Лавочкина, НИИ-88 и других организаций промышленности, Академии наук и Министерства обороны разработали обширную программу исследования Луны искусственными спутниками и луноходами. При этом предусматривалось использовать носитель УР500К. Он был в 3,5 раза мощнее «королёвской семерки», с использованием которой автоматические лунные аппараты первого и второго поколений запускались с января 1959 г. по апрель 1968 г. Эта программа в 1969-1976 гг. была реализована («Луна-15» – «Луна-24»).

При всех пусках аппаратов нового поколения баллистическое обеспечение полетами объектов подготавливалось и выполнялось баллистическими центрами ЦНИИМаш (ГБЦ), ИПМ АН СССР и ЦНИИ-4 МО под руководством Межведомственной Главной Баллистической группы (МГБГ) во взаимодействии с Главной оперативной группой управления (ГОГУ) и приданной ей баллистической группой на КИП в районе г. Симферополь. В связи с этим на КИП была организована ЦНИИМаш станция для автоматического приема баллистической информации в ГОГУ. К баллистическому обеспечению полета также привлекались вычислительные центры и средства НИПов, выполнявшие расчет целеуказаний для своих средств.

В качестве первоочередного мероприятия новой лунной программы ЦНИИМаш было предложено доставить лунный грунт на Землю. Главный конструктор Машиностроительного завода (ОКБ им. С.А. Лавочкина) Г.Н. Бабакин одобрил эту идею и приступил к её реализации. Через два года в 1970 году эта идея была успешно реализована на практике – автоматическая станция «Луна-16» доставила лунный грунт (примерно 100 г) на Землю. Выполнение автоматического старта взлётной ракеты станции «Луна-16» с поверхности Луны потребовало решения комплекса принципиально новых задач. Для старта и

вывода возвращаемого аппарата на расчетную баллистическую траекторию, обеспечивающую посадку в намеченный район Земли, необходимо было точно определить координаты точки прилунения, время старта с Луны, «запомнить» на борту «вертикаль» перед посадкой и обеспечить достижение необходимой скорости в конце активного участка. Чтобы представить себе всю сложность выполненных задач, обратим внимание хотя бы только на высокую точность прилунения. Для этого потребовались уникальные измерения параметров низкой окололунной орбиты и исключительно точные маневры станции. При расчете этих маневров надо было учесть малоизвестные тогда эволюции орбиты под влиянием аномалий лунного поля тяготения. Дополнительные требования к точности измерений и расчётов были обусловлены тем, что коррекция при полёте к Земле из-за ограничений по массе аппарата не была предусмотрена.

Не менее сложной была и задача забора грунта. Было проработано много вариантов грунтозаборного комплекса для «Луны-16», в том числе способов забора грунта. Окончательно выбран вариант с бурильной установкой.

Проба лунного грунта станцией «Луна-16» была взята из Моря Изобилия – почти в 1000 км от места высадки астронавтов Apollo-11 и более чем в 2000 км от места посадки Apollo-12. В последующем доставка грунта успешно была осуществлена из горного района лунного материка («Луна-20») и Моря Кризисов («Луна-24»). Это событие ознаменовало новую эпоху исследования небесных тел и закрепило за НПО им. С.А. Лавочкина главенствующую роль в области фундаментальных исследований автоматами.

Грамотная и последовательная стратегия создания автоматических КА для исследования Луны позволили отработать множество новых технических решений, которые нашли применение при полётах к Марсу и Венере. Прежде чем послать автоматические станции на межпланетные трассы, необходимо было решить все перечисленные и ряд других проблем, провести тщательную наземную отработку и летные испытания. Успешное проведение этих работ позволило создать совершенные технические средства для межпланетных перелетов.

Следует отметить и большую творческую смелость в постановке НПО им. С.А. Лавочкина задачи реализа-

ции масштабного проекта «Марс-5М» (Марс-79) по доставке марсианского грунта на Землю. Проект был утверждён в начале 1974 года. К концу 1977 года был защищён эскизный проект, изготовлены технологические макеты корабля. Запуск планировался на 1979 год. ЦНИИмаш принял активное участие в экспертизе проекта и разработке предложений по повышению надёжности миссии, были проанализированы все возможные схемы полета с разбивкой на отдельные его участки, предложены новые эффективные конструкторские решения. Работа проводилась ведущими специалистами ЦНИИмаш (Ю.А. Демьяновым, М.М. Цимбалюком, Г.Р. Успенским, Р.М. Копяткевичем и др.) под руководством Ю.А. Мозжорина. В ноябре 1977 года в силу различных обстоятельств работы по проекту «5М» были остановлены.

Инициатор программы исследования Венеры, ее вдохновитель и активный участник академик М.В. Келдыш как-то сказал о Венере: «Эта планета заслуживает самого тщательного изучения. Оно позволит нам лучше понять прошлое Солнечной системы и тем самым обогатит наши знания о мире космоса. И поэтому завершение одного эксперимента должно стать началом новых...».

Такое пророчество свершилось благодаря плодотворной и напряженной работе коллектива НПО им. С.А. Лавочкина при участии ЦНИИмаш и других организаций. В 1970 году «Венера-7» совершила мягкую посадку на поверхность Венеры и провела первые научные исследования этой уникальной планеты. Особо значимым для сотрудников ЦНИИмаш было участие в разработке международного проекта «Вега», в котором НПО им. С.А. Лавочкина и его научная отраслевая кооперация добились яркого успеха. Нашему институту было поручено курирование хода производства наиболее ответственного агрегата – поворотной платформы. Задача была успешно выполнена, и в 1986 году КА «Вега-1» и «Вега-2» провели первые наблюдения кометы Галлея с пролётной траектории при сближении с ней. Успешно были выполнены исследовательские задачи спускаемых аппаратов; успех сопутствовал миссиям аэростатных зондов, которые совершили впервые долгосрочный дрейф в атмосфере Венеры.

В середине 1984 года были выпущены технические предложения по спутникам с телескопом гамма-излучения и с радиотелес-

копом миллиметрового диапазона. Сразу же было предложено создать серию из трех астрофизических обсерваторий: с радиотелескопом – «Спектр-Р» (он же «Радиоастрон»), с ультрафиолетовым телескопом – «Спектр-УФ» и с гамма- и рентгеновскими телескопами – «Спектр-РГ». Под руководством академика В.Ф. Уткина, директора ЦНИИмаш, была создана Межведомственная экспертная комиссия по программам «Марс» и «Спектр», которая сопровождала процесс разработки и создания этих космических комплексов.

Хотя программа «Спектр» в 1990-е годы претерпела изменения, сотрудничество ЦНИИмаш и НПО им. С.А. Лавочкина продолжается и в настоящее время: проводилось сопровождение разработки выполняющего сейчас свою миссию КА «Спектр-Р»; ведется научно-техническое сопровождение создаваемых перспективных комплексов «Спектр-РГ» и «Спектр-УФ», «Резонанс», «МКА-ФКИ», «Луна-Ресурс» и «Луна-Глоб»; осуществляется экспертиза эскизных проектов «ГАММА-400» и «Интергелио-Зонд». В тесном контакте специалисты ЦНИИмаш работали с коллегами из НПО им. С.А. Лавочкина в проекте «Фобос-Грунт». Выразим надежду, что уроки из неудачи «Фобос-Грунт» будут извлечены и НПО им. С.А. Лавочкина вместе с кооперацией (в которую традиционно входит и ЦНИИмаш) добьются давно ожидаемого успеха в перспективных планетологических проектах изучения Луны, Марса и Венеры. Свидетельством доверия к потенциалу НПО им. С.А. Лавочкина, российской космической отрасли и Российской Академии наук является развёртывание по инициативе Европейского космического агентства сотрудничества с российской стороной в программе изучения Марса, первым реализуемым проектом которой должен стать «ЭкзоМарс».

Коллективом НПО им. С.А. Лавочкина пройден большой и славный путь исследования космического пространства. Есть чем гордиться, но главные достижения, как всегда, впереди. Программа исследований космоса должна жить и развиваться.

Коллектив ЦНИИ машиностроения поздравляет работников НПО им. С.А. Лавочкина со славным юбилеем, желает им дальнейших творческих успехов в фундаментальных исследованиях космоса и выражает уверенность в продолжении тесного сотрудничества.

*Статья поступила в редакцию 26.06.2012 г.*

## ПОЛВЕКА СОВМЕСТНОЙ РАБОТЫ

*Е.А. Ивановский\**,  
info@npcar.ru;

*В.А. Немкевич*,  
профессор, доктор технических наук\*,  
info@npcar.ru;

*В.К. Христофоренко\**,  
info@npcar.ru

*В статье дается сжатый обзор сотрудничества двух предприятий по созданию автоматических межпланетных станций; рассказано о наиболее значимых мировых приоритетах, о программах работы систем управления, обеспечивших успешный полет АМС на Луну, Венеру, Марс и другие планеты Солнечной системы, о сегодняшних совместных работах.*

*Ключевые слова: система управления; БЦВМ; космический аппарат; Луна; Венера; Марс; РБ «Фрегат».*

ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина» является головным предприятием по созданию автоматических космических комплексов для фундаментальных космических исследований. С именем предприятия связаны такие яркие страницы в истории освоения космоса, как исследование Луны, Венеры и Марса, кометы Галлея, спутника Марса – Фобоса.

В 1965 году по инициативе С.П. Королева предприятию передали одну из тем, которой занималось ОКБ-1, тему дальнего космоса и Луны.

Космический период деятельности предприятия и его главного конструктора Г.Н. Бабакина берет начало с решения проблем полетов на Луну.

С 1965 года начинается тесное сотрудничество наших предприятий в создании системы управления для разгонных блоков и космических аппаратов, осуществляющих полеты на Луну, Венеру и Марс.

В создании автоматических аппаратов основной проблемой являлось обеспечение надежности систем управления, поэтому в разработке СУ постановлениями правительства участвовал коллектив института под руководством Н.А. Пилюгина.

В эти годы осуществлялась широкая программа изучения Луны с помощью автоматических межпланетных станций. Для посадочной ступени «Лунника» потребовалась система управления, удовлетворяющая жестким весовым ограничениям. Такая СУ массой 60 кг была создана под руководством Н.А. Пилюгина на основе комплексного командного прибора СКТ, она обеспечила программу исследования Луны:

- 31.01.66. «Ракета 8К78» с КА Е6 («Луна-9») – посадка на Луну

\* ФГУП «НПО им. академика Н.А. Пилюгина», Россия, Москва.

## HALF A CENTURY OF JOINT WORK

*E.A. Ivanovskiy\*\**,  
info@npcar.ru;

*V.A. Nemkevich*,  
Professor, Doctor of Engineering\*\*,  
info@npcar.ru;

*V.K. Christoforenko\*\**,  
info@npcar.ru

*The article provides overview on cooperation of the two companies aimed at development of unmanned interplanetary stations, the most valuable world priorities, control system operating programs, which have ensured successful flight of unmanned spacecraft to the Moon, Venus and Mars, and other Solar system planets, and current joint activities.*

*Key words: Control system; BCVM; spacecraft; Moon; Venus; Mars; «Fregat» upper stage.*

- 03.04.66. «Луна-10» – спутник Луны
- 24.08.66. «Луна-11» – спутник Луны
- ноябрь 66. «Луна-12» – фотосъемка поверхности Луны
- декабрь 66. «Луна-13» – доставка лунного грунта на Землю и др.

12 февраля 1961 года советские ученые начали планомерные исследования Венеры. Станция «Венера-1» прошла в 100000 км, а «Венера-2», запущенная в 1966 году – 24000 км от поверхности планеты. В том же году была запущена автоматическая межпланетная станция В-3, которая достигла поверхности и доставила туда советский вымпел. В 1967 году, станция В-4 впервые в истории космических исследований передала научную информацию с другой планеты. Она сообщила подробные сведения о параметрах атмосферы Венеры, её температуре и давлении.

31 января 1966 года ракета-носитель 8К78 вывела АМС «Луна-9» на орбиту полета к Луне. После успешного сеанса коррекции орбиты Г.Н. Бабакин на заседании комиссии, высказал сомнение в удачной посадке, сославшись на отрицательные результаты испытаний датчика РКС. В.Л. Лапыгин (НИИ АП) убедил комиссию в высокой работоспособности систем.

3 февраля, в соответствии с программой полета, начался сеанс торможения и посадки. Параметры силовой стабилизации СКТ И100 и угловое положение станции – в норме.

По команде с радиовысотомера на высоте 75 км включилась тормозная двигательная установка. Произошло отделение лунной станции.

Через несколько минут на мониторе появилась картинка лунной поверхности. «Луна-9» – на Луне.

\*\* Federal Enterprise «Academician Pilyugin Center», Russia, Moscow.

Приняв участие в лунной работе предприятие Г.Н. Бабакина сделало следующий шаг к освоению и изучению Луны. Было изготовлено изделие 8К78-Е6С («Луна-10»), которое после тщательной проверки в КИСе отправили на техническую позицию.

Для участия в полигонных испытаниях вылетела бригада НИИАП под руководством В.Л. Лапыгина. Испытания на ТП прошли успешно, и изделие вывезли на стартовую позицию.

31 марта 1966 года прошел успешный запуск. Команда во главе с Г.Н. Бабакиным и В.Л. Лапыгиным вылетела в Крым для участия в работе на НИП-10. Сеансы коррекции траектории и торможения для перехода на лунную орбиту прошли в соответствии с расчетными данными баллистиков. 3 апреля 1966 года произошло отделение лунной станции, получившей название «Луна-10». Она то и стала первым рукотворным спутником Луны.

1969 год. В-5 и В-6 стартовали к Венере. За время плавного пуска в разные районы планеты станции передавали за 20 км над поверхностью дополнительные сведения об атмосфере голубой планеты.

1970 год. Запущена АМС В-7. Её спускаемый аппарат впервые передал на Землю информацию непосредственно с планеты.

1972 год. Спускаемый аппарат АМС В-8 впервые совершил мягкую посадку на освещенную Солнцем сторону планеты, исследовал атмосферу и поверхностный слой.

В подготовке всех этих космических экспериментов активное участие принимал коллектив НИИАП, разработавший систему управления как для РН 8К78, так и для РБ «ДМ» и КА.

В 70-х годах коллектив института на основе накопленного опыта, приступил к созданию систем управления с использованием БЦВМ. Работа в этом принципиально новом направлении велась под непосредственным руководством главного конструктора – академика Н.А. Пилюгина.

Запуск АМС к Венере явился сложнейшей научно-технической задачей. Институту необходимо было обеспечить высокую надежность выведения космического аппарата и надежное функционирование приборов системы управления в течение длительного времени полета.

Система управления КА должна была учитывать как предусмотренные, так и нештатные ситуации, иметь большую гибкость, взаимодействовать с наземными системами и учитывать энергетические возможности ракетно-космической системы в целом. Создавать все это требовалось с учетом необходимости минимального веса и габаритов. Ведь один килограмм полезного груза, доставляемого на Венеру, соответствовал 100 кг стартового веса на Земле.

Эта работа осложнялась невозможностью предварительных летно-конструкторских испытаний, так как первый же пуск должен был стать целевым.

Надежная работа аппаратуры была достигнута за счет широкого использования принципов резерви-

рования и благодаря тщательной отработке технических решений в наземных условиях.

Несмотря на высокие требования к аппаратуре, система управления была унифицирована на ряде станций, предназначенных для исследования дальнего космоса.

Выведение станций «Венера-9» и «Венера-10» было осуществлено ракетой-носителем 8К82К и разгонным блоком «ДМ». Разработчиком систем управления для носителя головного блока, включающим в себя и станцию «Венера», являлся НПОАП.

После того как отработала первая ступень ракеты-носителя, сбрасывался головной обтекатель. После отделения второй и третьей ступени включалась система для стабилизации головного блока и обеспечения запуска маршевого двигателя блока «ДМ». После сброса переходника осуществлялось первое включение двигателя блока «ДМ». После этого станция «Венера» выходила на промежуточную орбиту искусственного спутника Земли. Движение продолжалось до такой точки, старт из которой обеспечивал наилучшие энергетические характеристики дальнейшего полета. В этой точке вторично запускался двигатель разгонного блока. После набора заданной скорости РБ «ДМ» отделялся, и станция переходила на 130-суточную траекторию полета к планете. По результатам внешнетраекторных измерений предусматривалась выдача команд из координационно-вычислительного центра на проведение двух коррекций траектории движения станции. Проведению этих коррекций предшествовала выдача уставок по радиоканалу в бортовой цифровой вычислительный комплекс о величине и направлении корректирующего импульса. На Землю передавалась ответная информация о вводе уставок в память БЦВМ.

Для проведения коррекции станция переводилась из режима постоянной звездно-солнечной ориентации в режим коррекции. Станция была развернута, направление вектора тяги соответствовало направлению корректирующего импульса. Включалась двигательная установка.

Выполнив коррекцию, станция двигалась по уточненной траектории с заданными параметрами входа в атмосферу Венеры, вновь находясь в режиме звездно-солнечной ориентации. За двое суток до сближения с планетой спускаемый аппарат отделился от орбитального отсека и начинал двигаться по падающей траектории. Орбитальный отсек в это время, благодаря маневрам увода и торможения, обеспечивал связь со спускаемым аппаратом в течение 1,5 часов при движении в атмосфере Венеры.

Для сохранности спускаемого аппарата и обеспечения исследования облачного слоя была предусмотрена парашютная система. Сведения о параметрах атмосферы сообщались через орбитальный отсек на Землю. Спускаемый аппарат совершил мягкую посадку и в течение 30 минут передавал научную информацию. Орбитальный отсек, ставший первым спутником Венеры, служил ретранслятором информации с посадочного аппарата на Землю.

Расчетная номинальная траектория АМС «Венера»

была выбрана из следующих условий:

- Выведение на межпланетную орбиту станции массой около 5 т.
- Скорость входа в атмосферу планеты АМС более 10,7 км/сек.

Система автоматического управления на всех участках полета к Венере обеспечила устойчивое движение станции при весьма сложной динамической схеме комплекса. Необходимые параметры движения в окрестности планеты определялись последующим взаимодействием систем станции и спускаемого аппарата. Схема учитывала упругие свойства конструкции и влияние жидкого наполнения баков ракеты-носителя и головного блока. Точность полета обеспечивалась прецизионными приборами и реализацией сложных алгоритмов управления в бортовом вычислительном комплексе.

Приборы системы автономного управления головного блока размещались:

- в космическом аппарате;
- на ферме;
- в разгонном блоке «ДМ».

В систему управления входили: комплекс командных приборов, цифровой вычислительный комплекс, аппаратура автомата стабилизации и системы РКС, телеметрические согласующие устройства, коммутационная аппаратура, источники электропитания и аппаратура смежных систем. Все приборы были связаны бортовой кабельной сетью между собой и с носителем.

Одной из задач, стоявших перед коллективом института при создании системы, было определение состава приборов и выбор оптимального размещения в заданных на изделия объемах. Надо было выбрать лучший вариант соотношения весовых характеристик приборов, их электрических связей и удобства эксплуатации. Осуществлялась увязка приборов системы автономного управления с общей циклограммой работы. Для обеспечения аппаратуры постоянным и переменным током предстояло выбрать наиболее выгодный режим работы приборов и выдать техническое задание смежным предприятиям на их разработку.

Для выполнения всех требований и условий полета АМС перед коллективом института встал вопрос создания инерциальной системы управления, центральным звеном которой является трехосная гиросtabilизированная платформа, впервые обеспечившая при многократном включении и выключении требуемую точность и надежность управления станцией в условиях длительного полета.

8 июня 1975 года стартовала АМС «Венера-9», через шесть дней, 14 июня – «Венера-10».

Система управления обеспечила полет обеих станций по траекториям, близким к расчетным. Результаты внешнетраекторных измерений поступали в координационно-вычислительный центр. 22 октября 1975 года спускаемый аппарат станции «Венера-9» достиг планеты и впервые в истории передал на зем-

лю фотопанораму венерианской поверхности.

За период с 1962 по 1973 год к планете направлено семь КА «Марс» выполнивших задачи мягкой посадки, фотографирования, измерения физико-химических параметров атмосферы и т.д.

Совместно с НПО им. С.А. Лавочкина принял участие в создании РБ «Фрегат» ФГУП «Научно-производственный центр автоматики и приборостроения им. академика Н.А. Пилюгина».

Несмотря на то, что правительственное постановление о создании РБ «Фрегат» вышло в 1996 году, работы над проектом начались только в 1998-м.

В рекордно короткий срок были разработаны бортовая и проверочно-пусковая аппаратура, создано проверочное и полетное математическое обеспечение, проведена полная отработка СУ на комплексном и моделирующих стендах, и 9 февраля 2000 года состоялся первый пуск РБ «Фрегат» на РН «Союз-2» с полезной нагрузкой «Демонстратор».

При разработке аппаратуры все логические вычислительные операции по управлению исполнены органами РБ «Фрегат» были возложены на БЦВМ. Это позволило существенно упростить коммутационные приборы, тем самым, сократить количество аппаратуры, увеличить надежность СУ.

Для обеспечения требуемой точности выведения полезной нагрузки при длительных орбитальных полетах в состав СУ ввели аппаратуру спутниковой навигации (АСН), которая связала командный комплекс РБ «Фрегат» с глобальной спутниковой навигационной системой. Это позволило компенсировать «уходы» гидростабильзированной платформы и уменьшить погрешности параметров выведения полезной нагрузки в 5-7 раз.

В 2007 году выполнена структурная и аппаратурная модернизация «Фрегата».

Вместо комплекса «Бисер-3» в состав БЦВМ вошел «Бисер-6», разработанный на матричных кристаллах. Это привело к существенному снижению массы аппаратуры и энергопотребления (в 4-5 раз), повышению надежности и уменьшению себестоимости. Одновременно в программно-математическое обеспечение были введены универсальные алгоритмы, позволявшие проводить сложные пространственные перестроения РБ: развороты, закрукты, сброс дополнительных баков горючего и т.д.

Была решена задача компенсации погрешностей выведения носителем. Это позволило даже при нештатных ситуациях, связанных со значительным недобором характеристической скорости РН, обеспечить вывод полезной нагрузки на заданную орбиту.

Разгонный блок и его модификации могут использоваться в составе практически всех существующих, модернизируемых и новых российских РН среднего и тяжелых классов: «Союз-ФГ», «Союз-2», «Союз-2, -3», «Протон-М», «Зенит-2SB», «Ангара-А3», «Ангара-5».

*Статья поступила в редакцию 23.04.2012 г.*

## ОАО «РОССИЙСКИЕ КОСМИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ» И СОЗДАНИЕ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ НАУЧНОГО НАЗНАЧЕНИЯ

*А.С. Селиванов,*  
профессор, доктор технических наук,  
ОАО «Российские космические системы»,  
Россия, г. Москва, selivanov@rniikp.ru

*В технико-историческом аспекте рассматривается вклад образованного в 1946 году НИИ-885 (ныне ОАО «Российские космические системы») в создание ракетно-космической техники научного назначения, начиная с эпохального запуска первого спутника и включая пионерские работы по исследованию Луны, Марса, Венеры и астрофизические проекты, в том числе проводимые совместно с НПО им. С.А. Лавочкина.*

*Ключевые слова: космические исследования; космическая радиосвязь; космическое телевидение.*

Образованный в 1946 году НИИ-885, ныне ОАО «Российские космические системы», наряду с несколькими другими организациями стал одним из основателей ракетно-космической отрасли в нашей стране. С самого начала была определена его специализация – разработка систем радио- и автономного управления ракетами дальнего действия, а позднее – космическими аппаратами (КА), включая передачу научной информации с КА (*Вехи истории 1946-2011*, 2011).

Создание ракеты 8К71, знаменитой «семёрки», открыло путь в космос. Для этой ракеты наша организация разработала систему автономного и радиоуправления и телеметрическую систему.

55 лет назад, в октябре 1957 года, был запущен разработанный ОКБ-1 первый в мире искусственный спутник Земли. Он был оснащен работавшими на двух частотах передатчиками радиосистемы Д-200, разработанными в НИИ-885. Всему миру известны позывные первого ИСЗ – знаменитые «бип-бип» (рисунок 1).

Это было начало космической эры. И в последующие годы наша организация принимала участие в создании бортовых и наземных систем управления практически во всех проектах исследования Луны, планет Солнечной системы и космического пространства. Большая часть этих работ выполнялась в сотрудничестве с НПО им. С.А. Лавочкина (*Автоматические космические*

## JSC «RUSSIAN SPACE SYSTEMS» AND DEVELOPMENT OF THE ROCKET-AND-SPACE TECHNICAL EQUIPMENT FOR SCIENTIFIC PURPOSES

*A.S. Selivanov,*  
Professor, Doctor of Technical Sciences, JSC  
«Russian space systems», Russian Federation,  
Moscow, e-mail: selivanov@rniikp.ru

*The contribution of the NII-885 established in 1946 (now JSC «Russian space systems») into development of the rocket-and-space technical beginning from the epochal launching of the first spaceborne satellite and including the pioneer works aimed at exploration of the Moon, the Mars, the Venus and astrophysical projects, including those, elaborated jointly with Lavochkin Association.*

*Key words:*  
*space explorations;*  
*space radiocommunication;*  
*space television.*

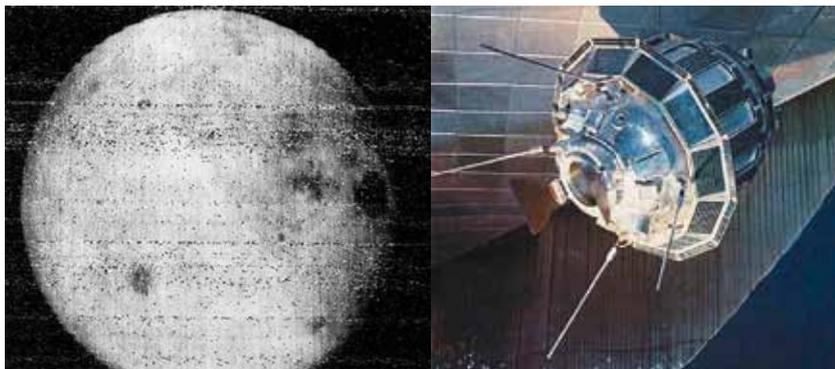


**рисунок 1.** Радиосистема первого ИСЗ – Д-200

*аппараты для фундаментальных и прикладных научных исследований, 2010; Вехи истории 1946-2011, 2011; Селиванов А.С., 2010).*

*Луна: 22 миссии с 1959 по 1973 г. («Луна-1...-24»).*

*Впервые: съёмка обратной стороны Луны (два этапа), мягкая посадка и панорама, возврат грунта, два лунохода.*



**рисунок 2.** Первый снимок обратной стороны Луны, станция «Луна-3» (1959)

Марс: 10 миссий с 1961 по 1966 г. («Марс-1...-7», «Фобос-1, -2»).

Впервые: спутник Марса, посадка, цветные снимки, тепловая карта с высоким разрешением.

Венера: 17 миссий с 1969 по 1985 г. («Венера-1...-16», ВЕГА).

Впервые: посадка, панорамы, радиолокационная съёмка Венеры и съёмка кометы Галлея.

Солнце-Земля: 11 миссий с 1972 по 1996 г. («Прогноз-1...-10», «Интербол-1, -2»).

Астрофизика: три миссии с 1977 по 1996 г. («Реликт», «Астрон», «Гранат»).

Стартом космических исследований было начало Лунной программы. Три космических аппарата, созданных в ОКБ-1, совершили последовательно:

- облёт Луны («Луна-1», январь 1959 г.);
- попадание в Луну («Луна-2», сентябрь 1959 г.);
- съёмку обратной стороны Луны («Луна-3», октябрь 1959 г.).

Под эти работы в нашей организации был разработан бортовой комплекс командного управления, траекторных измерений, передачи телеметрии и научной информации. В Крыму и на Камчатке были организованы первые в мире комплексы управления межпланетными КА. Использовались имеющиеся антенные системы от радиолокаторов и радиотелескопов научного назначения. Основной пункт был в Крыму, в районе пос. Симеиз.

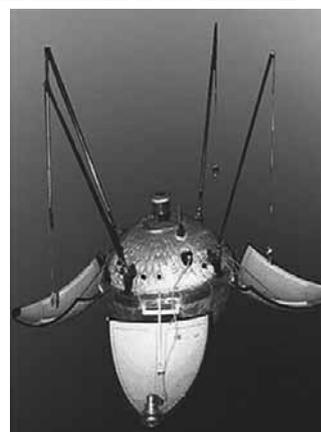
Таким образом, к 1959 г. были созданы и практически испытаны все основные элементы космических радиосистем, которые в дальнейшем получили конструктивное и организационное развитие.

Выдающимся мировым достижением была первая съёмка обратной стороны Луны (рисунок 2) (Селиванов А.С., 2010).

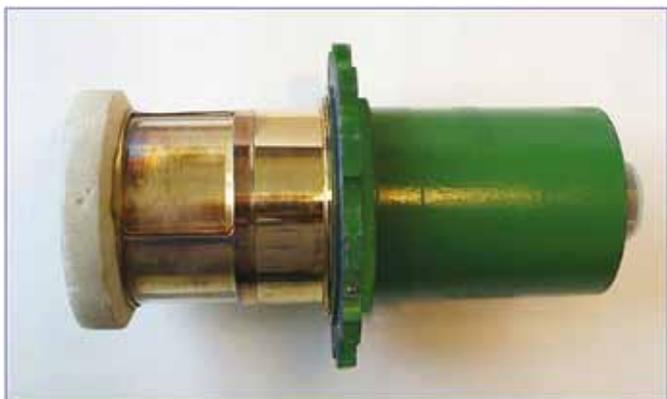
Непосредственно фототелевизионную аппаратуру делал НИИ-380 (г. Ленинград). В дальнейшем, в течение многих лет, для космических



**рисунок 3.** Фототелевизионное устройство КА «Зонд-3» (1965)



**рисунок 4.** Фрагмент первой панорамы с поверхности Луны и станция «Луна-9» (1966)



**рисунок 5.** Панорамная телевизионная камера (1963)

проектов, выполняемых НПО им. С.А. Лавочкина, фототелевизионную аппаратуру делало ОАО «Российские космические системы». Надо отметить, что завершение съёмки обратной стороны Луны было реализовано на КА «Зонд-3» (1965) – одном из последних КА марсианского класса, разработанного в ОКБ-1. Фототелевизионная аппаратура, разработанная для этого КА (рисунок 3), использовалась впоследствии на КА – «Луна-10, -11, -12», спутниках Луны, разработанных в НПО им. С.А. Лавочкина.

Второй этап Лунной программы был связан с обеспечением мягкой посадки на Луну. Серия запусков завершилась в 1966 г. успешной мягкой

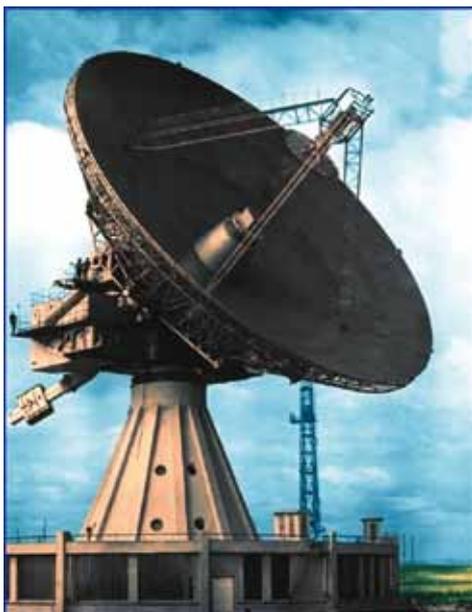
посадкой станции «Луна-9» и передачей первой лунной панорамы (рисунок 4).

Это уже была совместная работа с НПО им. С.А. Лавочкина. Для этого этапа у нас была разработана система автономного управления лунной ракетой, система радиуправления, траекторных измерений и телеметрии, система передачи научной информации с посадочной станции; создана уникальная панорамная камера массой 1,3 кг (рисунок 5), которая устанавливалась на автоматической лунной станции «Луна-9», «Луноходах-1, -2» и на СА «Марс».

Был создан также новый наземный комплекс в составе 32-метровой антенны ТНА-400 в Симферополе и 16-метровой РС10-2М на Камчатке. Комплекс в Симферополе (НИП-10, (рисунок 6)) использовался во всех лунных и других миссиях совместно с другими наземными комплексами управления лунными и межпланетными КА.

Последующим важным этапом в исследовании Луны была доставка на Землю лунного грунта. Как известно, эта операция успешно проводилась несколько раз. Первый удачный запуск и доставка грунта был в 1970 г. («Луна-16»), затем в 1972 г. («Луна-20») и в 1976 г. («Луна-24»). Во всех миссиях ОАО «Российские космические системы» обеспечивал радиуправление посадочной платформой и возвращаемой ракетой, а также передачу изображения с места посадки (рисунок 7).

Дальнейшей большой работой в рамках Лун-



**а**



**б**

**а** – антенна ТНА-400;

**б** – пункт управления луноходами («Луноход-1», 1970; «Луноход-2», 1973).

**рисунок 6.** НИП-10, г. Симферополь



**а**

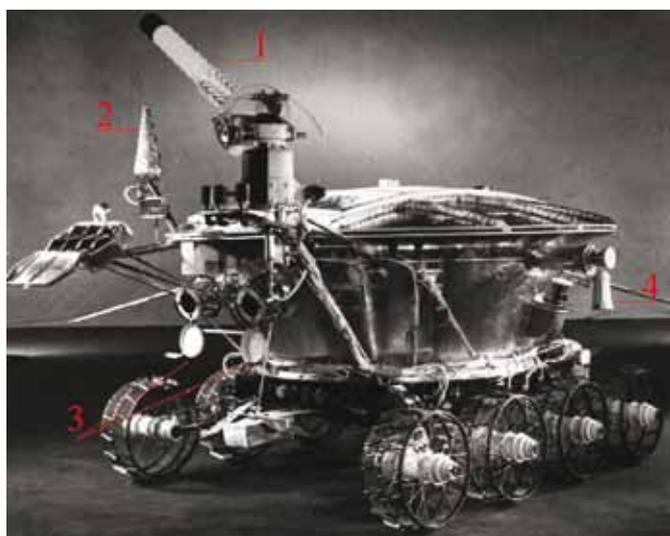
**а** – снимок места взятия грунта (КА «Луна-20», 1972);

**б** – возвратный модуль.

**рисунок 7.** Доставка лунного грунта



**б**



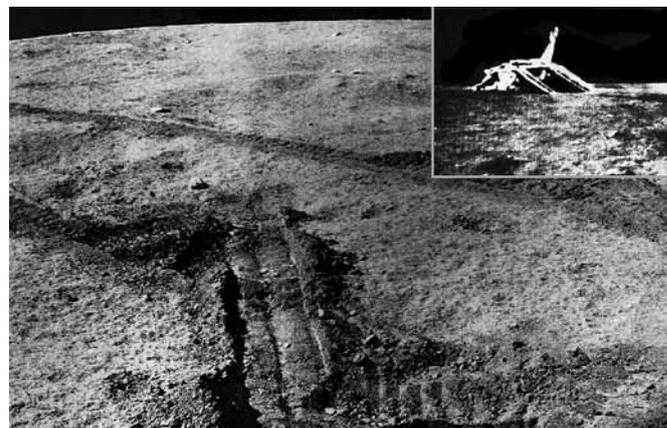
**1** – радиосистема для ТВ управления;

**2** – система радиуправления и ТМ;

**3** – телевизионная система управления движением;

**4** – панорамные камеры горизонтального и вертикального обзора.

**рисунок 8.** «Луноход-1» (1970)



**рисунок 9.** Фрагмент панорамы Луны и снимок посадочной платформы, полученный с «Лунохода-1» (1970)

ной программы был запуск «Лунохода-1» (1970) и «Лунохода-2» (1973). ОАО «Российские космические системы» обеспечивало радиуправление посадочной платформой, но, кроме того, – радио- и телевизионное управление самим луноходом (рисунок 8).

Был передан большой объем телевизионной информации – как панорам, так и кадров с систем ТВ управления (рисунок 9). К сожалению, информация с «Лунохода-2» не была опубликована, а «Луноход-3» остался в музее



**рисунок 10.** Антенна АДУ-1000 (1961)

НПО им. С.А. Лавочкина.

Другой комплекс работ – исследование Марса. Эти работы имели свою предысторию, поскольку начались ещё в ОКБ-1 и продолжались примерно до 1965 г. Для марсианских аппаратов нами было разработано несколько поколений бортовых радиосистем и заложены основы управления дальних КА путём создания в 1960 г. на НИП-16 вблизи Евпатории первого Цент-

ра дальней космической связи (ЦДКС) на базе системы «Плутон» с антенной АДУ-1000 (рисунок 10).

В дальнейшем этот центр модернизировался, и качественный рост его характеристик произошёл после введения в эксплуатацию (1978) новой антенны диаметром 70 м – П-2500 (рисунок 11). Аналогичная антенна позже (1985) была введена на НИП-15 в Уссурийске, что обеспе-



**рисунок 11.** Антенна П-2500 (1978)



**а**



**б**



**в**

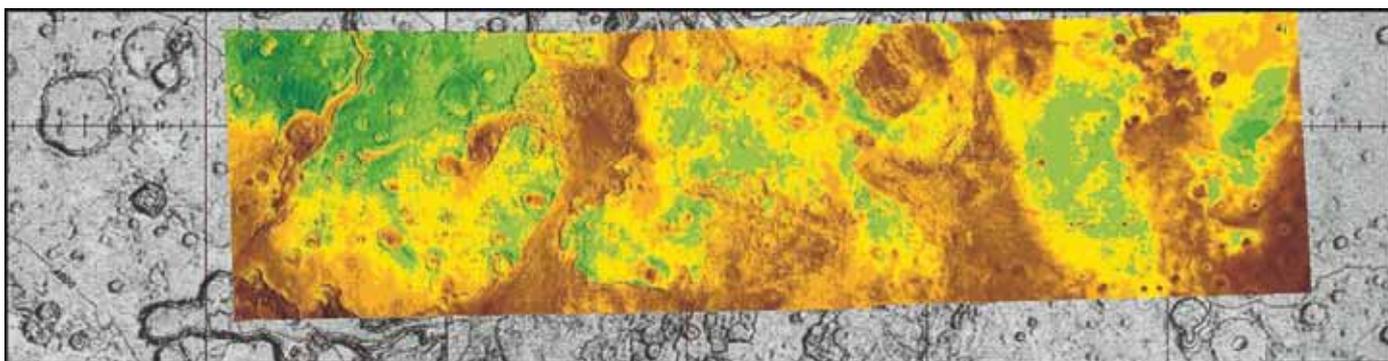
**а** – первый цветной снимок Марса;

**б** – изображение участка поверхности экваториальной зоны Марса; **в** – ФТУ с широкоугольным объективом и светофильтрами для цветной съемки (1973).

**рисунок 12.** Фотосъемка поверхности Марса (КА «Марс-5», 1974)



**рисунок 13.** Тепловой снимок поверхности Марса с КА «Фобос-2» (1988)



**рисунок 14.** Карта тепловой инерции экваториальной зоны Марса

чило полноценный процесс управления дальними КА для исследования Марса и Венеры на расстояниях до 400 млн. км и более, и проведение таких прецизионных работ, как выведение первых спутников Марса, первую посадку на Марс.

Пример фотоинформации, полученной с КА «Марс-4, -5» (1974) с помощью фототелевизионных устройств (ФТУ), разработанных в ОАО «Российские космические системы», показан на рисунке 12.

На рисунке 13 показаны результаты успешной съёмки нашим прибором «Термоскан» Марса в тепловом диапазоне с КА «Фобос-2» (1988).

Этот эксперимент дал очень ценную информацию мирового уровня, позволил получить карту тепловой инерции экваториальной зоны Марса (рисунок 14). К сожалению, информация об этом эксперименте недостаточно хорошо известна.

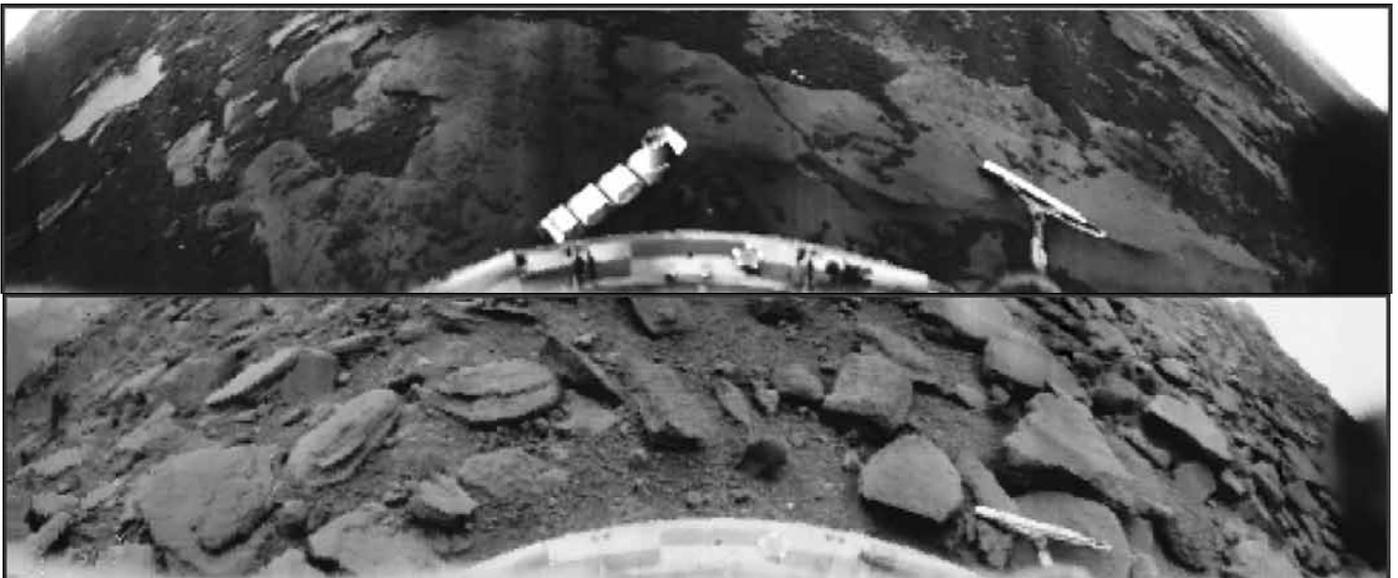
Исследование Венеры, как известно, было более успешным. ОАО «Российские космические системы» в части радиотехнического обеспечения использовало в основном отработанные технические решения, хотя были новые интересные решения, связанные со специализацией

области исследования. Для венерианских спускаемых аппаратов (СА) на определенном этапе мы делали радиовысотомеры. Радиокомплексы СА существенно отличались от марсианских, спутники Венеры – «Венера-9», «Венера-10» (1975) несли радиоретрансляторы. Принципиальные отличия имели панорамные камеры СА, которые должны были работать в очень тяжелых условиях. Панорамы с поверхности Венеры до сих пор получены только в нашей стране (рисунок 15).

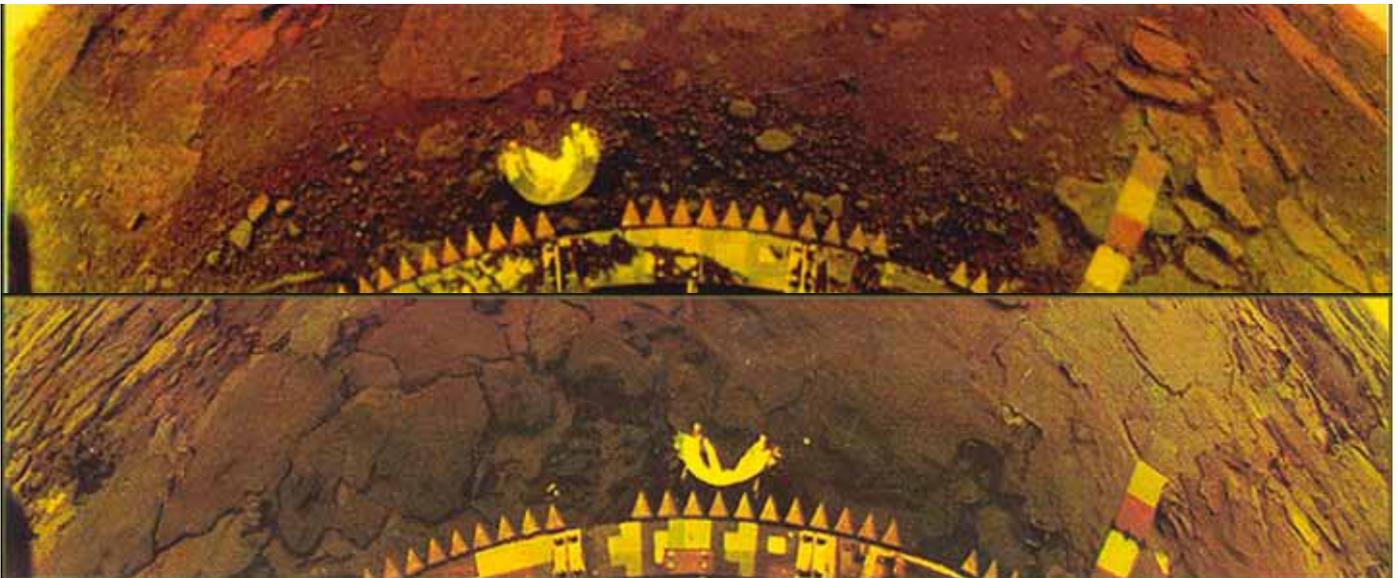
И аэростатный радиозонд, плававший в атмосфере Венеры, – тоже уникальное достояние (проект ВЕГА, 1984-1986) (рисунок 16).

Важной и интересной работой была радиолокационная съёмка поверхности Венеры («Венера-15, -16», 1983-84 гг.). Радиообеспечение этой миссии осуществлялось нашей организацией и ОКБ МЭИ (радиолокатор), при активном участии ИРЭ РАН (рисунок 17).

Из нескольких других работ следует упомянуть комплексный многоспутниковый «Интербол» – интереснейший, но недооцененный проект; а также полёт астрофизических обсерваторий «Астрон», «Гранат», «Реликт». КА «Интербол» и «Астрон» работали 6 лет, «Гранат» – 10 лет.



а



б

**рисунок 15.** Исследование Венеры

**а** – панорама поверхности  
с КА «Венера-9, -10» (1975);

**б** – панорама поверхности  
с КА «Венера-13, -14» (1981);

**в** – панорамная  
телевизионная камера ЭА-077 (1975).



в



**рисунок 16.** Радиозонд в атмосфере Венеры. КА «ВЕГА-1, -2» (1985)



**Михаил Сергеевич Рязанский  
и Георгий Николаевич Бабакин.  
Байконур, 1969**

В заключение необходимо отметить огромный вклад во всю историю космических исследований двух выдающихся главных конструкторов, обеспечивших многолетнее творческое сотрудничество наших организаций, – Георгия Николаевича Бабакина и Михаила Сергеевича Рязанского.

## список литературы

*Автоматические космические аппараты для фундаментальных и прикладных научных исследований / Под общ.*



**а**



**б**

**рисунок 17.** Радиолокационная съёмка поверхности Венеры

**а** – КА «Венера-15, -16» (1983-1984);

**б** – радиолокационные изображения поверхности Венеры.

ред. д-ра техн. наук, проф. Г.М. Полищука и д-ра техн. наук, проф. К.М. Пичхадзе. М.: Изд-во МАИ-ПРИНТ, 2010. 660 с.

*Вехи истории 1946-2011. 65 лет ОАО «Российская корпорация ракетно-космического приборостроения и информационных систем».* М.: «ИД Медиа Паблшер», 2011. 128 с.

*Селиванов А.С. Очерки истории и техники космического телевидения. Воспоминания разработчика.* М.: «ИД Медиа Паблшер», 2010. 192 с.

*Статья поступила в редакцию 10.05.2012 г.*

## ПОВЫШЕНИЕ ТОЧНОСТИ ПРОГНОЗИРОВАНИЯ ВОЗДЕЙСТВИЯ СТРУЙ ПЛАЗМЕННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ ПОСРЕДСТВОМ УТОЧНЕНИЯ АППРОКСИМАЦИИ ИНДИКАТРИСЫ РАСПЫЛЕНИЯ

**В.Е. Косенко,**  
доцент, доктор технических наук\*,  
office@iss reshetnev.ru;

**С.Г. Кочура,**  
доцент\*,  
kochura@iss-reshetnev.ru;

**И.А. Максимов,**  
доктор технических наук\*,  
maximov@iss reshetnev.ru;

**В.А. Смирнов,**  
кандидат технических наук\*,  
smirnov@iss reshetnev.ru

*В статье рассмотрен один из способов повышения точности оценок эрозионно-загрязняющего воздействия струй стационарных плазменных двигателей (СПД) на элементы конструкции космических аппаратов – уточнение аппроксимации индикатрисы распыления конструкционных материалов поверхностей КА, попадающих в струи СПД.*

*Ключевые слова: космический аппарат; стационарный плазменный двигатель; эрозия; загрязнение; деградация оптических коэффициентов; индикатриса распыления.*

Проектирование и разработка современных телекоммуникационных и других спутников (далее по тексту – КА) со сроками активного существования 15 и более лет требуют анализа эрозионно-загрязняющего воздействия струй СПД на функциональные поверхности КА и разработки, при необходимости, мероприятий по парированию их дестабилизирующего воздействия.

Вследствие загрязнения продуктами эрозии могут изменяться оптические коэффициенты загрязняемых функциональных поверхностей КА, в частности коэффициенты поглощения и излучения терморегулирующего покрытия (ТРП) радиаторов системы терморегулирования (СТР). Снижение эксплуатационных характеристик СТР при превышении некоторого критического

\* ОАО «Информационные спутниковые системы» им. академика М.Ф. Решетнева», Россия, Красноярский край, г. Железногорск.

## INCREASE OF ACCURACY WHILE FORECASTING OF IMPACT JETS OF STATIONARY PLASMA THRUSTERS BY MORE ACCURATE DEFINITION OF EROSION APPROXIMATION INDICATRIX

**V.E. Kosenko,**  
Associate Professor, Doctor of Engineering\*\*,  
office@iss reshetnev.ru;

**S.G. Kochura,**  
Associate Professor\*\*,  
kochura@iss-reshetnev.ru;

**I.A. Maksimov,**  
Doctor of Engineering\*\*,  
maximov@iss-reshetnev.ru;

**V.A. Smirnov,**  
Candidate of Engineering\*\*,  
smirnov@iss-reshetnev.ru

*The article reviews one of approaches to increase of accuracy for estimations of erosion-contaminating impact of stationary plasma thrusters (SPT) jets on the elements of the spacecraft structures by more accurate definition of the erosion approximation indicatrix of the structural materials of spacecraft surfaces, which get in the jets of SPT.*

*Keywords: spacecraft; stationary plasma thruster; erosion; contamination; degradation of the optical coefficient; indicatrix of erosion.*

уровня загрязнения ТРП радиаторов СТР может привести к сбоям и отказам в функционировании оборудования КА, к которому предъявляются требования по обеспечению теплового режима.

В связи с возрастающими требованиями к целевым характеристикам и энерговооруженности КА и при наличии ограничений на увеличение габаритно-массовых характеристик конструктивно-компоновочные схемы современных КА существенно уплотняются. В результате возрастает эрозионное воздействие струй СПД на элементы конструкции КА и, как следствие, загрязнение критичных поверхностей КА продуктами эрозии. При этом критичной поверхностью, наиболее загрязняемой продуктами эрозии, является ТРП радиаторов СТР.

\*\* JSC «Academician M.F. Reshetnev «Information Satellite Systems», Russia, Krasnoyarsky Krai, Zheleznogorsk.

Результаты расчетов значений поверхностной плотности пленок загрязнения, образующихся на ТРП радиаторов СТР в результате осаждения продуктов эрозии, показывают, что уровень загрязнения продуктами эрозии может достигать предельных величин (для справки – критическое значение величины поверхностной плотности пленки загрязнения составляет  $10^{-6} \div 10^{-5}$  г/см<sup>2</sup>). При этом для парирования загрязнения продуктами эрозии приходится увеличивать площадь ТРП радиаторов СТР. Так, для парирования деградации коэффициента поглощения  $\Delta A_s$ , равной 0,01, требуется увеличение площади ТРП радиаторов СТР приблизительно на 0,5 м<sup>2</sup>, что влечет за собой существенное увеличение габаритов и массы КА.

Для исключения получения сильно завышенных значений величин уровней загрязнения ТРП радиаторов СТР продуктами эрозии необходимо учесть все основные факторы, влияющие на эрозионно-загрязняющее воздействие струй СПД, и максимально увеличить точность прогнозирования.

Одним из путей повышения точности прогнозирования эрозионно-загрязняющего воздействия струй СПД является уточнение аппроксимации индикатрисы распыления конструкционных материалов поверхностей КА, попадающих в струи СПД (Надирадзе А.Б. и др., 2010).

В простейшем случае для задания индикатрисы распыления используют модель Ламберта с переменной по углу интенсивностью

$$nv(R, \theta) = \frac{J_m}{2\pi R^2} \cos(\theta), \quad (1)$$

где  $J_m$  – интенсивность источника;  
 $R$  – расстояние от источника;  
 $\theta$  – угол вылета частицы.

Однако точность такой аппроксимации, особенно при скользких углах падения ионов, невелика, т.к. при скользких углах падения (которые обычно реализуются при воздействии струй СПД на эле-

менты конструкции КА) форма индикатрисы распыления существенно отличается от косинусной. Причем потоки, направленные на КА, оказываются существенно меньше, чем при использовании модели (1). В связи с этим можно предположить, что использование более точных моделей для аппроксимации индикатрисы распыления позволит существенно снизить расчетные величины потоков осаждения по сравнению с моделью (1).

Для аппроксимации индикатрисы распыления наиболее целесообразным является использование соотношения Занга (Zhang) (Yalin P. et al., 2007), позволяющего рассчитать потоки распыленных частиц в различных направлениях

$$y = \frac{Y}{1 - \sqrt{\frac{E_*}{E}} \cos(\theta)} \cdot \frac{\cos(\psi)}{\pi} \left[ 1 - \frac{1}{4} \sqrt{\frac{E_*}{E}} \times \left( \cos(\theta) \gamma(\psi) + \frac{3}{2} \pi \sin(\theta) \sin(\psi) \cos(\varphi) \right) \right], \quad (2)$$

где  $\gamma(\psi) = \frac{3 \sin^2(\psi) - 1}{\sin^2(\psi)} + \frac{\cos^2(\psi) \cdot (3 \sin^2(\psi) + 1)}{2 \sin^3(\psi)} \ln \left( \frac{1 + \sin(\psi)}{1 - \sin(\psi)} \right);$

$y$  – масса распыленного вещества с учетом индикатрисы;

$Y$  – полная масса распыленного вещества;

$\theta$  – угол падения ионов по отношению к нормали;

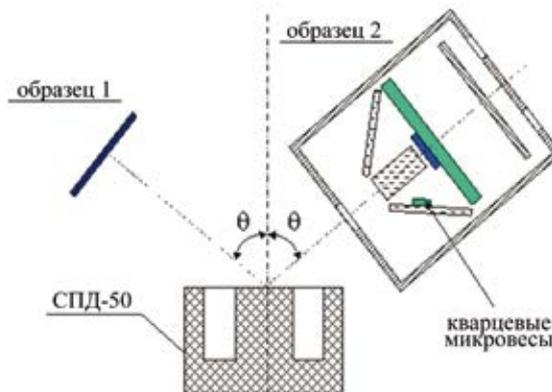
$\psi$  – азимутальный угол вылета частиц распыления;

$\varphi$  – полярный угол вылета частиц распыления;

$E$  – энергия ионов;

$E_*$  – пороговая энергия распыления.

Преимущество этой формулы заключается в том, что индикатриса задается всего одним параметром  $\varepsilon = E_* / E$ , который можно определить



**рисунок 1.** Схема эксперимента по определению коэффициента распыления и параметра индикатрисы распыления

экспериментально.

Схема эксперимента по определению коэффициента распыления и параметра индикатрисы распыления приведена на рисунке 1.

В струю двигателя СПД М50 под некоторым углом  $\theta$  помещаются образцы исследуемого материала (в данном случае полиимидной ленты Л1-ПМ): образцы 1 и 2. Образцы 1 используются для определения коэффициента распыления весовым методом, образцы 2 – для определения параметра индикатрисы распыления.

Для определения параметра индикатрисы распыления используется фотометрический метод, основанный на измерении коэффициента пропускания тонких пленок, образованных осажденным веществом. Для сбора распыленного вещества напротив исследуемых образцов в плоскости падения ионов и в перпендикулярной ей плоскости располагаются стеклянные пластинки. Исследуемые образцы и стеклянные пластинки помещаются в специальный защитный кожух для исключения попадания на них продуктов распыления вакуумной камеры.

Измерение прозрачности пластинок осуществляется до и после эксперимента с помощью спектрофотометра в шести точках по длине стеклянной пластинки. Абсолютное значение осажденной массы измеряется с помощью кварцевых микровесов, установленных напротив исследуемого образца. Коэффициент пропускания вычисляется по формуле

$$T_{c,k} = \frac{T_k}{T_0}, \quad (3)$$

где  $T_0$  – коэффициент пропускания чистого образца стекла;

$T_k$  – коэффициент пропускания образца стекла с осажденной на него пленкой в точке  $k$ .

Коэффициенты пропускания стеклянных образцов, вычисленные по формуле (3) для длины волны 425 нм, приведены на рисунке 2.

Согласно закону Бугера-Ламберта ослабление света в пленке зависит от ее толщины следующим образом

$$T_{c,k} = \exp(-\beta \times h), \quad (4)$$

где  $\beta$  – коэффициент ослабления, учитывающий процессы рассеяния и поглощения света в пленке загрязнения;

$h$  – толщина пленки загрязнения.

При известной величине коэффициента пропускания и толщине пленки коэффициент ослабления  $\beta$  можно вычислить по формуле

$$\beta = \frac{1}{h} \ln(T_{c,k}). \quad (5)$$

Значение коэффициента ослабления  $\beta$  для пленки загрязнения, образованной продуктами распыления полиимидной ленты Л1-ПМ, вычисленное по формуле (5), составило  $1,1 \times 10^4 \text{ см}^{-1}$ .

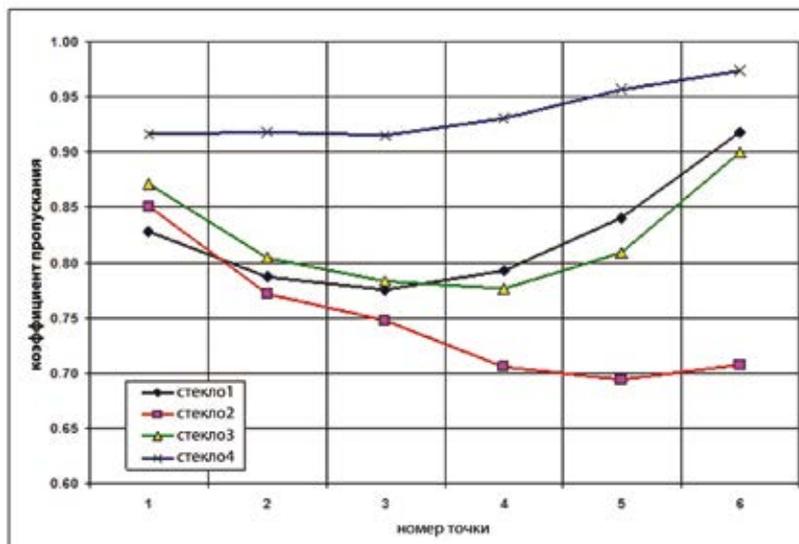
Коэффициент ослабления  $\beta$  довольно велик, что говорит о наличии в пленке большого количества центров поглощения. Принимая во внимание, что конденсирующимся продуктом распыления полиимидной ленты Л1-ПМ является в основном углерод, полученное значение удовлетворительно согласуется с данными работы (Надирадзе А.Б., Паршина Е.Б., 2006).

Полагая, что величина коэффициента  $\beta$  является константой, вычисляют массу пленки загрязнения во всех точках стеклянных пластинок по формуле

$$m_{c,k} = \frac{\rho}{\beta} \ln(T_{c,k}). \quad (6)$$

Для определения параметра индикатрисы распыления  $\varepsilon$  необходимо решить следующую оптимизационную задачу

$$(M_0, \varepsilon) = \arg \min \{\Omega\},$$



рисунк 2. Коэффициенты пропускания в различных точках стеклянных образцов

$$\Omega = \sum_k (m_{c,k} - \widetilde{m}_{c,k})^2, \quad (7)$$

где  $m_{c,k}$  – экспериментально определенное значение массы осажденного вещества;

$\widetilde{m}_{c,k}$  – расчетное значение массы осажденного вещества, которое вычисляется по формуле

$$m_{c,k} = \frac{M_0}{2\pi r_k^2} \cdot \text{Ind}(\varphi, \psi, \varepsilon), \quad (8)$$

где  $M_0$  – полная масса распыленного вещества;  
 $r_k$  – расстояние от центра области распыления до точки на стеклянной пластинке.

В результате решения оптимизационной задачи (7) было получено значение параметра индикатрисы распыления  $\varepsilon$  для полиимидной ленты Л1-ПМ, равное 0,4. При этом пороговая энергия распыления для данного материала принималась равной 30 эВ. Формы индикатрисы распыления, определяемой полученным значением параметра  $\varepsilon$ , представлены на рисунке 3.

Из рисунка 3 следует, что в диапазоне углов падения ионов  $0 \div 60^\circ$  индикатриса распыления имеет существенный наклон, что в значительной мере влияет на расчетное значение уровня загрязнения продуктами эрозии. При дальнейшем увеличении угла падения ионов форма индикатрисы меняется незначительно (*Проблемы прикладной физики*, 1984).

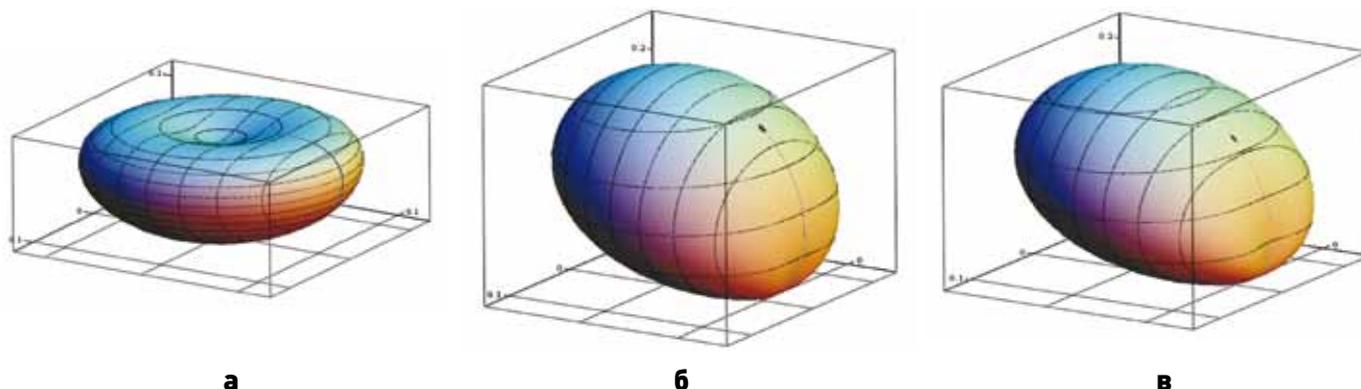
На рисунке 4 представлены результаты расчетов уровней загрязнения ТРП радиатора СТР унифицированной спутниковой платформы «Экспресс-1000» разработки ОАО «Информационные спутниковые системы» им. академика М.Ф. Решетнева» продуктами эрозии элементов конструкции панелей батарей солнечных, экранированных в целях снижения величин эрозии полиимидной лентой Л1-ПМ, с аппроксимацией индикатрисы распыления моделью Ламберта с переменной по углу интенсивностью (1) и более точным соотношением Занга (2). Расчеты проведены с использованием программного

комплекса *TurboDESIGN* (разработанного в ФГБОУ ВПО «МАИ»), в модельно-математический аппарат которого интегрированы результаты описанного выше эксперимента.

Анализ результатов расчетов показывает, что аппроксимация индикатрисы распыления более точным соотношением Занга позволяет снизить расчетное значение среднеинтегрального уровня загрязнения в два раза – с  $5,5 \times 10^{-6}$  г/см<sup>2</sup> (аппроксимация индикатрисы распыления моделью Ламберта) до  $2,7 \times 10^{-6}$  г/см<sup>2</sup> (аппроксимация индикатрисы распыления соотношением Занга). Причем снижение уровня загрязнения ТРП радиатора СТР продуктами распыления отдельных элементов конструкции панелей батарей солнечных достигает 4,7 раз.

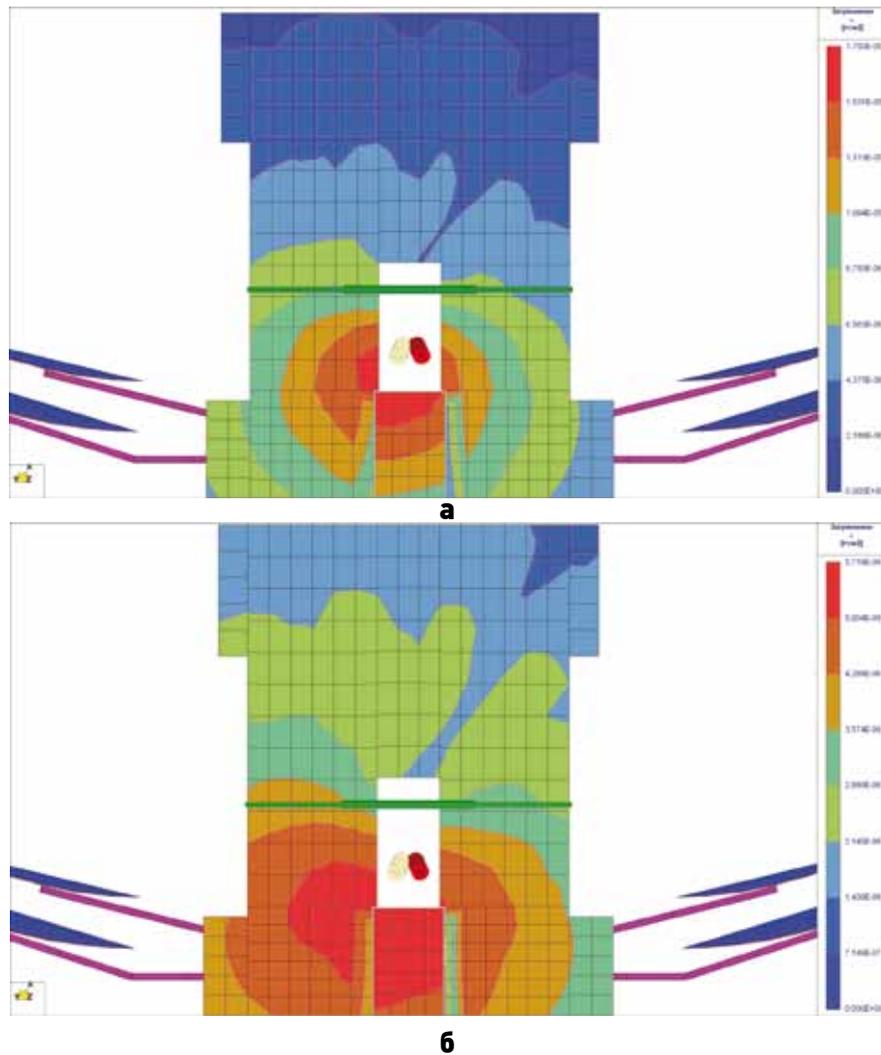
При разработке подхода повышения точности оценок эрозионно-загрязняющего воздействия плазмы СПД посредством уточнения аппроксимации индикатрисы распыления конструкционных материалов поверхностей КА, попадающих в струи СПД, получены следующие результаты, обладающие признаками новизны:

1. Разработана методика экспериментального определения параметра индикатрисы распыления материалов и покрытий КА.
2. Осуществлена подготовка экспериментальной базы, и проведены эксперименты по определению параметра индикатрисы распыления полиимидной ленты Л1-ПМ.
3. Проведен анализ полученных экспериментальных данных с использованием соотношения Занга, получено значение параметра индикатрисы распыления  $\varepsilon$  для полиимидной ленты Л1-ПМ, равное 0,4 (для энергии ионов 200 эВ).
4. Проведены расчеты уровней загрязнения радиатора СТР унифицированной спутниковой платформы «Экспресс-1000» продуктами эрозии, подтвердившие, что уточнения аппроксимации индикатрисы распыления существенно сни-



**а** –  $0^\circ$ ; **б** –  $45^\circ$ ; **в** –  $60^\circ$ .

**рисунк 3.** Формы индикатрисы распыления для различных углов падения ионов



**а** – аппроксимация индикатрисы распыления моделью Ламберта;

**б** – аппроксимация индикатрисы распыления соотношением Занга.

**рисунок 4.** Результаты расчетов уровней загрязнения ТРП радиатора СТР продуктами распыления элементов конструкции панелей батарей солнечных

жает расчетные уровни загрязнения продуктами эрозии.

Таким образом, уточнение аппроксимации индикатрисы распыления конструкционных материалов поверхностей КА, попадающих в струи СПД, является эффективным способом повышения точности оценок эрозионно-загрязняющего воздействия плазмы СПД, который, в свою очередь, позволяет предотвратить неоправданное увеличение габаритов и массы КА.

Авторы благодарят А.Б. Надирадзе и В.В. Шапошникову (ФГБОУ ВПО «МАИ») за предоставленные материалы и ценные консультации по теме данной статьи.

## список литературы

Надирадзе А.Б., Шапошников В.В., Смирнов В.А., Максимов И.А., Кочура С.Г. Учет индикатрисы распыле-

ния при оценках эрозионно-загрязняющего воздействия струй плазменных двигателей на космические аппараты // Вестник СибГАУ: сб. научн. тр. Красноярск: СибГАУ, 2010. Вып. 27. С. 117-120.

Yalin P., Rubin B., Domingue S.R., Glueckert Z., Williams J.D. Differential Sputter Yields Of Boron Nitride, Quartz and Kapton Due to Low Energy Xe<sup>+</sup> Bombardment // AIAA 2007-5314, 43th AIAA Joint Propulsion Conference and Exhibit, Cincinnati, OH, 8-11 July 2007.

Надирадзе А.Б., Паришина Е.Б. Определение изменения свойств оптических покрытий космических аппаратов в результате их загрязнения // Поверхность. Рентгеновские, синхротронные и нейтронные исследования, 2006. № 10. С. 25-32.

Проблемы прикладной физики. Распыление твердых тел ионной бомбардировкой. Физическое распыление одноэлементных твердых тел: пер. с англ. / Под ред. Р. Бериша, В.А. Молчанова. М., 1984. 336 с.

Статья поступила в редакцию 06.06.2012 г.

## ПЛОДОТВОРНОМУ СОТРУДНИЧЕСТВУ ОАО «КОРПОРАЦИЯ «ВНИИЭМ» И ФГУП «НПО ИМ. С.А. ЛАВОЧКИНА» – 45 ЛЕТ

**Л.А. Макриденко** ,  
доктор технических наук,  
vniiem@orc.ru;

**С.Н. Волков** ,  
доктор технических наук,  
vniiem@orc.ru;

**А.В. Горбунов** ,  
кандидат технических наук,  
vniiem@orc.ru;

**В.Я. Геча** ,  
доктор технических наук,  
vniiem@orc.ru;

**В.Я. Авербух** ,  
кандидат технических наук,  
vniiem@orc.ru

*В статье рассматриваются различные бортовые системы космических аппаратов разработки ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина» и ОАО «Корпорация «ВНИИЭМ», созданные за 45 лет научного сотрудничества.*

*Ключевые слова:*

*система ориентации солнечных батарей; гибридный шаговый двигатель; блок привода; вращающееся контактное устройство; сотовые панели; тепловые трубы.*

Плодотворное творческое сотрудничество между ОАО «Корпорация «ВНИИЭМ» и ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина» продолжается почти 45 лет.

Сегодня все космические аппараты (КА) разработки НПО им. С.А. Лавочкина имеют системы ориентации солнечных батарей (СОСБ) разработки ВНИИЭМ.

В 1968 году, главный конструктор ОКБ «НПО им. С.А. Лавочкина» Г.Н. Бабакин обратился к директору ВНИИЭМ А.Г. Иосифьяну с предложением разработать автономную СОСБ для КА «Око-1», входящих в космическую систему предупреждения о ракетном нападении (КСПРН).

Для выполнения этой задачи понадобилось обеспечить трехосную ориентацию КА с точной стабилизацией корпуса КА по каждой оси. В качестве критерия точности стабилизации было выбрано значение отклонения угловой скорости

## THE 45TH ANNIVERSARY OF EFFECTIVE COOPERATION BETWEEN «VNIEM CORPORATION» JSC AND FEDERAL ENTERPRISE «LAVOCHKIN ASSOCIATION»

**L.A. Makridenko** \*\*,  
Doctor of Engineering,  
vniiem@orc.ru;

**S.N. Volkov** \*\*,  
Doctor of Engineering,  
vniiem@orc.ru;

**A.V. Gorbunov** \*\*,  
Candidate of Engineering,  
vniiem@orc.ru;

**V. Ya. Gecha** \*\*,  
Doctor of Engineering,  
vniiem@orc.ru;

**V. Ya. Averbukh** \*\*,  
Candidate of Engineering,  
vniiem@orc.ru

*The article describes various on-board systems of SC designed by Federal Enterprise «Lavochkin Association» and «VNIEM Corporation» JSC which have been produced during 45 years of scientific cooperation.*

*Keywords:*

*solar array orientation system;  
hybrid stepper motor;  
driver; rotary contact device;  
honeycombs; heat pipes.*

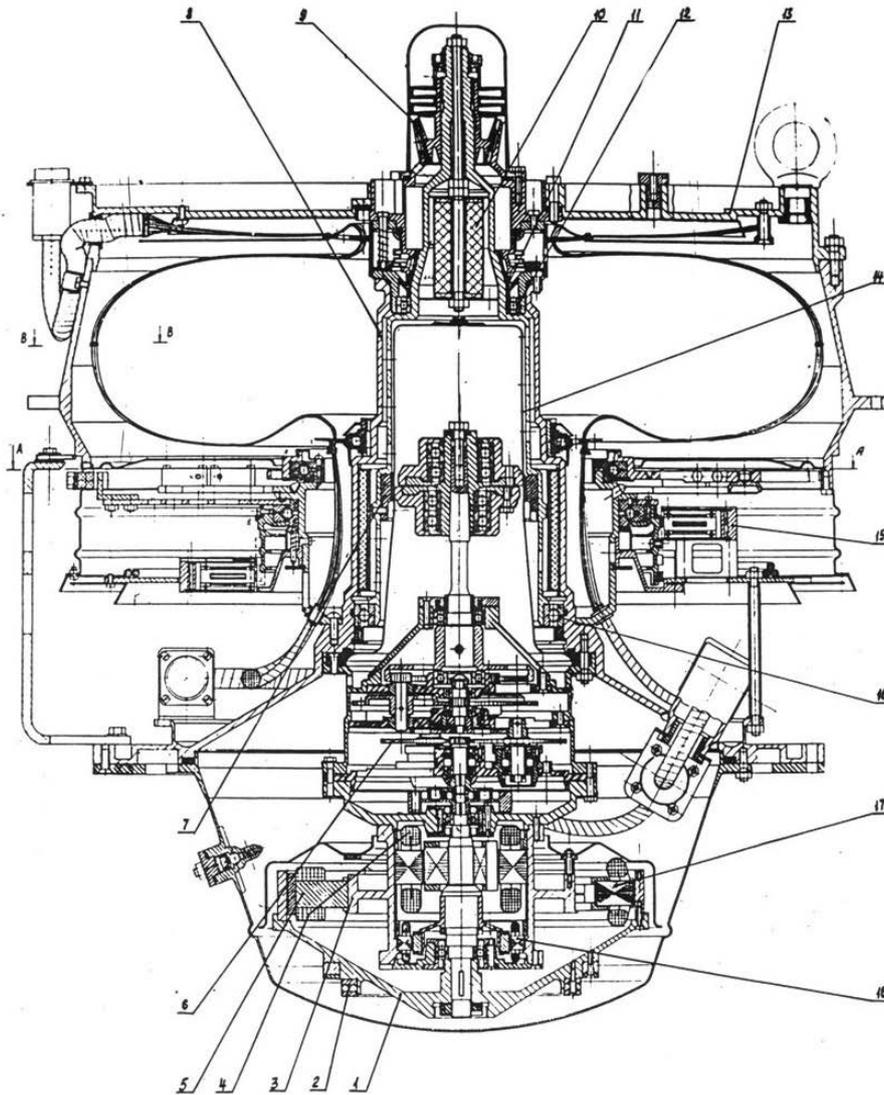
от заданной, величина которого относительно каждой оси не более  $1 \cdot 10^{-3} \%$ . Для такого аппарата надо было создать невозмущающую прецизионную систему ориентации солнечных батарей (СБ). Проектанты КА согласны были отдать только седьмую часть общего допуска ( $0,15 \cdot 10^{-3} \%$ ) на значение скорости возмущенного движения корпуса, возникающей при движении СБ. Компоновка КА из-за громадной бленды телескопа была такова, что момент инерции СБ относительно оси вращения в 2,5 раза превышал момент инерции корпуса КА (1650 и 650 кг·м<sup>2</sup> соответственно).

СОСБ (система 5А59) состояла из блока привода В16, блока логики В14, блока управления В15 и четырех блоков датчиков Солнца (В12), расположенных на траверсе СБ.

В конструкцию электромеханического блока привода было внесено столько нового и ориги-

\* ОАО «Корпорация «ВНИИЭМ», Россия, Москва.

\*\* «VNIEM Corporation» JSC, Russia, Moscow.



**рисунок 1.** Электромеханический блок привода

нального, что его следует описать подробно.

К основным техническим решениям, найденным при создании блока В16, следует отнести: применение в качестве выходного звена редуктора герметичной волновой передачи, введение точной подстройки момента инерции компенсирующего маховика под заданный момент инерции СБ, создание трехскоростного приводного агрегата, разработку специальной конструкции предохранительной фрикционной муфты и конструкции кабельного барабана, обеспечившего угол поворота выходного вала на 520 угл. град.

Электромеханический блок (ЭМБ) привода приведен на рисунке 1.

Компенсирующий маховик 1 обеспечивает при помощи съемных юстировочных колец 2 настройку момента инерции под заданный момент инерции СБ в пределах 10% от номинального значения с дискретностью 1%. Приводной агрегат 3 выполнен из двух двигателей переменного тока, имеющих общий ротор – один из них (Д1) асинхронный

с частотой вращения 4500 об/мин 4, другой (Д2) – асинхронный с дуговым статором 5, активной частью ротора у последнего служит обод маховика. Частота вращения, обеспечиваемая этим двигателем в установившемся режиме работы, 300 об/мин. В состав приводного агрегата входит тормозное устройство (УТ) 17, активной частью которого также является маховик, и тахогенератор 18, служащий для выдачи информации о скорости вращения приводного агрегата. Такая структура приводного агрегата позволяет обеспечить три скорости вращения блока:  $\omega_1$  – одновременным включением двигателя Д1 и тормозного устройства УТ;  $\omega_2$  – включением двигателя Д1;  $\omega_3$  – включением двигателя Д2, а также режим торможения при включении УТ. Кратность скоростей  $\omega_3 / \omega_1 = 300$ .

Передача вращающего момента осуществляется через цилиндрический 6 и волновой 7 редукторы. Применение волнового редуктора в качестве выходного звена позволило существенно увеличить жесткость и уменьшить люфт кинематической цепи

по сравнению с БП СОСБ КА «Метеор», в котором выходным звеном является магнитная муфта.

Для предохранения передачи от поломки при приложении к выходному валу крутящего момента, превышающего допустимое значение, в кинематическую цепь привода включена двухконусная фрикционная предохранительная муфта 9.

Маска магнитомодуляционных датчиков углового положения выходного вала БП 15 расположена на выходном валу после муфты, благодаря чему информация об истинном положении выходного вала не теряется даже при несанкционированном провороте муфты.

Быстроходные элементы БП, расположенные в герметичной полости, ограниченной корпусом 8 и гибким колесом 14, работают в условиях нормального атмосферного давления; тихоходные элементы блока – предохранительная муфта 9, подшипники выходного вала 12, 16, расположенные в полости над гибким колесом, – работают в среде микроклимата, создаваемого за счет испарения смазки ЦИАТИМ-221, размещенной в контейнере 10. Эта полость отделена от окружающей среды сильфонным уплотнением 11.

Для обеспечения требуемого угла поворота вала ЭМБ 520° разработана специальная конструкция кабельного барабана 13, позволяющая существенно уменьшить скачки момента сопротивления вращению за счет отказа от жгутов, связывающих СБ с потребителями электроэнергии, расположенными на корпусе КА, как это имело место в ранее разработанных блоках. В данной конструкции электрическая связь СБ и потребителей осуществляется через пелену проводов, имеющих возможность закрутки при вращении кабельного барабана.

2 октября 1973 года был осуществлен запуск КА «Око-1», на котором была установлена система 5А59. В последующие два года блок привода был несколько модернизирован. По нашему заказу ФГУП «Научно-исследовательский институт прецизионного приборостроения» (НИИ ПП) разработал гибкий подшипник, который позволил существенно уменьшить массу и улучшить характеристики генератора волн редуктора. В 1978 году были проведены межведомственные испытания системы 5А59. В 1979 году в составе КА «Око-1» система 5А59 была принята на вооружение. Испытания подтвердили выполнение всех требований ТЗ на СОСБ и нечувствительность научной аппаратуры к динамическим воздействиям на нее, возникающим в процессе разгона и торможения привода СОСБ. За все время эксплуатации (более 38 лет) СОСБ 5А59 на всех КА работала без замечаний.

У сотрудников ВНИИЭМ, выполнявших эту работу, сложились не только деловые, но и дружеские отношения с начальником комплекса 400

С.Д. Куликовым, в дальнейшем (с 1996 по 2003 год) – генеральным конструктором и генеральным директором НПО им. С.А. Лавочкина, его заместителем А.Г. Ушаковым, главным конструктором космических систем прикладного назначения А.Г. Чесноковым, а также с нашими кураторами – отделом, возглавляемым Н.Д. Капыриным, и входящей в этот отдел лабораторией, возглавляемой В.Н. Байкиным. Нашими непосредственными кураторами были Ю.Г. Ахтырко и Н.Я. Яшунчикин. Мы продолжали тесно сотрудничать с лабораторией динамики, возглавляемой Ю.В. Рыбачуком, выполняя совместные расчеты с Ю.Г. Алдошкиным, А.Н. Давыдовым, Н.А. Шароновой и И.И. Темновым. Отработка системы в лаборатории входного контроля и МИК осуществлялась совместно с Г.Т. Юрановым, В.И. Малининым, Т.Б. Шиховцевой.

Основной вклад в создание указанных систем внесли сотрудники ВНИИЭМ: В.Я. Авербух., Н.Я. Альпер., А.Д. Беленький, Д.М. Вейнберг, Ю.М. Гандлевский, Н.М. Грузов, Н.Н. Данилов-Нитусов, С.П. Дмитриев, Т.А. Ермаилова, С.Н. Лерман, В.М. Лурье, Г.Л. Людин, О.М. Мирошник, К.К. Попов, С.И. Скутельский, Г.Н. Турунов, М.Н. Фиалков, Э.М. Хроменко, А.И. Чашник, А.Н. Щечков, С.К. Эйтминович, В.М. Ярцев.

В начале 1978 года НПО им. С.А. Лавочкина была начата разработка системы УС-КМО. КА этой системы должны были работать на стационарной орбите, поэтому потребовалось создание СОСБ с приводом кругового вращения.

Ранее ВНИИЭМ было предписано создание СОСБ с приводом кругового вращения для многоцелевой космической системы наблюдения (МКСН), поэтому мы приступили к поисковым работам по созданию кольцевого токосъемника, однако от разработки его рабочего образца были еще далеки. В то же время в НПО им. С.А. Лавочкина группой конструкторов под руководством Л.Н. Михайлова и электротехником Б.Н. Яшиным был разработан токосъемник с круговым вращением.

Было принято решение об использовании этого токосъемника (КТИ16) в СОСБ 52В6.

Главным конструктором КА был назначен А.Л. Родин. Эта разработка на многие годы нас тесно связала со специалистами НПО им. С.А. Лавочкина: А.М. Баклуновым, В.С. Федоровым, В.Г. Сумцовым, В.М. Сударевым, А.А. Яриловым, Л.В. Рудковским, А.А. Флоридовым и многими другими.

СОСБ 52В6 КА 71Х6 состоит из двух подсистем И10, в каждую из которых входят электро-механический блок И16, блок управления И15 и блок датчиков Солнца И12.

Блок И16 состоит из двигателя постоянного тока, на валу которого установлены компенсирующий маховик, маска датчика оборотов и датчика положения ротора, цилиндрического и волнового редуктора, перегрузочной муфты, датчика углового положения выходного вала и вращающегося контактного устройства (ВКУ). Двигатель ЭМБ является бесконтактным трехфазным двигателем постоянного тока с возбуждением от редкоземельных постоянных магнитов типа КС-37А и имеет беспазовую конструкцию якоря. Угловое положение выходного вала ЭМБ определяется с помощью четырех магнитомодуляционных датчиков, закрепленных в гнездах корпуса привода.

Выходной вал цилиндрического редуктора несет на себе кулачковый генератор волн (деформатор) волнового редуктора. Основой генератора волн служит профильный кулачок, имеющий строго рассчитанную овальную форму. На кулачок насажен гибкий шарикоподшипник, разработанный по нашему заказу НИИ ПП. Под действием кулачка внешнее кольцо подшипника принимает овальную форму и деформирует гибкое колесо волнового редуктора, имеющего 206 зубьев, которое, входя в зацепление с жестким колесом, имеющим 208 зубьев, обеспечивает передаточное отношение волнового редуктора  $\mathcal{Y}_{в.р.} = 104$ . Гибкое колесо изготовлено в герметичном исполнении, благодаря чему все быстроходные элементы кинематической цепи блока работают в нормальной воздушной атмосфере. Диаметр волнового колеса уменьшен до 60 мм (на блоке В16 – 80 мм), что позволило существенно снизить массу и габариты блока.

С волнового редуктора вращающий момент передается главному выходному валу, входящему в состав токосъемника ВКУ, через двухконусную фрикционную предохранительную муфту. Ведущей частью фрикционной муфты является жесткое колесо волнового редуктора, имеющее в своей верхней части коническую поверхность и насаженный на жесткое колесо нажимной конус. Муфта имеет две конические кольцевые поверхности, усилие трения на которых создается и регулируется с помощью гайки, воздействующей на подвижный нажимной конус через плоские кольцеобразные пружины, обеспечивающие стабильность давления на поверхности трения при температурных деформациях элементов муфты.

Ведомым элементом муфты является стакан, закрепленный на валу ВКУ. Стакан изготовлен из бронзы БрАЖ-9-4 и имеет два внутренних конуса, которые так же, как и сопряженные с ними конические поверхности жесткого колеса и нажимного конуса, натираются диселенидом молибдена, имеющим высокую стабильность момента трения.

При изготовлении блока предохранительная

муфта регулируется на момент срыва 9,6 Н·м. Таким образом, обеспечивается надежная защита самого слабого звена кинематической цепи привода – гибкого колеса волнового редуктора – при превышении допустимых внешних крутящих моментов, которые могут возникнуть при стыковке к блоку СБ или в процессе штатной эксплуатации при цеплянии СБ за элементы конструкции корпуса, например при старении и разрушении электровакуумной изоляции.

Угловое положение выходного вала ЭМБ определяется с помощью четырех магнитомодуляционных датчиков, закрепленных в гнездах корпуса привода. Подвижный магнитный экран закреплен на валу ВКУ. Датчики расположены через угол 90° относительно друг друга. Электрическая энергия и телеметрические сигналы от СБ к нагрузкам и приемникам сигналов, расположенным на корпусе КА, передаются при помощи кольцевого токосъемника КТИ16, разработанного НПО им. С.А. Лавочкина.

КТИ16 состоит из 28 внутренних и наружных обойм и набора подпружиненных контактных колец, расположенных между ними. Он представляет собой набор своеобразных подшипников качения. При вращении вала вместе с ним вращается внутренняя обойма и катит по неподвижной внешней обойме контактные кольца, которые всегда образуют непрерывную связь между ними.

Каждая контактная пара способна пропустить через себя ток от 10 мкА до 15 А, причем именно золотое покрытие обеспечивает надежное пропускание минимального тока.

В 1991 году с космодрома «Байконур» был запущен на геостационарную орбиту первый спутник нового поколения системы предупреждения о ракетном нападении (СПРН) «Око-2», получивший название «Космос-2133». В дальнейшем система была принята на вооружение.

Основной вклад в создание указанных систем внесли сотрудники ВНИИЭМ: В.Я. Авербух., А.Д. Беленький, Д.М. Вейнберг, Н.М. Грузов, Т.А. Ермилова, С.Н. Лерман, Э.А. Лещинский, А.Б. Новиков, Ф.С. Ортенберг, К.К. Попов, Г.Н. Турунов, Э.М. Хроменко А.И. Чашник, А.Н. Шечков, М.Ю. Щетинин, В.М. Ярцев.

Указанная разработка послужила основой для создания СОСБ КА «Купон». В процессе создания этих СОСБ возникла необходимость в измерении возмущающих моментов, передаваемых со стороны приводов на корпус КА, к точности динамической стабилизации которого предъявлялись высокие требования. В совместных теоретических и экспериментальных исследованиях по этой проблеме, создании специализированного измерительного стандарта при-

нимали участие сотрудники ВНИИЭМ В.Я. Геча, Е.Е. Малаховский, Э.Л. Позняк и сотрудники НПО им. С.А. Лавочкина В.Ю. Ермаков, П.П. Телепнев, А.М. Савостьянов.

В 1986 по техническому заданию НПО им. С.А. Лавочкина ВНИИЭМ разработал СОСБ для больших КА с двухкоординатным приводом с круговым вращением (СОСБ 14М42).

Главным конструктором КА был назначен В.Н. Тимофеев. Под руководством А.Г. Ушакова разрабатывалось техническое задание, Ю.Г. Алдошкин определял основные требования, предъявляемые к СОСБ для обеспечения необходимых динамических свойств КА.

В число основных требований, предъявляемых к СОСБ 14М42, получившей название Н10 входят:

- обеспечение кругового вращения относительно двух осей;
- обеспечение точного выполнения программы движения (допустимая погрешность отклонения фактической скорости вращения от программной в пределах 40 угл. сек. за 12 временных сек.);
- большая масса (свыше 500 кг) и большой момент инерции СБ, равный  $14500 \text{ кг} \cdot \text{м}^2$ , что примерно в 100 раз превышает момент инерции СБ КА 71Х6 и в 8 раз превышает момент инерции СБ КА «Око-1»;
- управление работой СОСБ осуществляется от управляющего информационно-вычислительного комплекса (УИВК) по определенному закону движения, в который входят сведения о заданном угле, мгновенной скорости движения, ускорении и первой производной от ускорения;
- передача через токосъемники большой мощности – 12 кВт (2Ч6 кВт) при пиковой мощности до 16 кВт при напряжении от 30 до 80 В;
- ограничение массы системы до 100 кг.

Поставленная задача потребовала от нас многих нестандартных подходов и поиска оптимальных решений. Главной задачей при определении принципа управления двухкоординатной СОСБ явилось обеспечение возможности выбора различных законов движения выходного вала относительно каждой из двух осей поворота при различных орбитальных и других эксплуатационных условиях. Выбранный оптимальный закон рассчитан на реализацию заданной программы с помощью бортового управляющего информационно-вычислительного комплекса КА по исходной информации, поступающей из его служебных систем.

Разработанная СОСБ состояла из двухкоординатного электромеханического блока привода Н16, блока управления Н15 и периферийного адаптера обмена ПАО (изделие 17М223-2) разра-

ботки НИИ – Научный центр – г. Зеленоград.

Основной вклад в создание указанных систем внесли сотрудники ВНИИЭМ: В.Я. Авербух, В.Я. Геча, Е.М. Гнутов, Н.Н. Данилов-Нитусов, Э.А. Лещинский, С.В. Медушев, Г.Н. Турунов, В.В. Федоров, А.И. Чашник.

В 2002 году по ТЗ НПО им. С.А. Лавочкина нами был разработан эскизный проект на унифицированную СОСБ, который лег в основу дальнейшей разработки унифицированной СОСБ КА «Электро-Л» и «Спектр-Р».

Эта работа свела нас с целым рядом специалистов со стороны заказчика – К.М. Пичхадзе, В.Е. Бабышкиным, К.Г. Сухановым, С.И. Поликарповым, С.А. Немькиным, П.Н. Жестковым, А.Б. Волгиной, Л.П. Большаковой, М.С. Сахацкой.

Во всех СОСБ нового поколения, разрабатываемых во ВНИИЭМ, применялись в составе систем малогабаритные электроприводы с двухфазным шаговым электродвигателем. Масса этих электроприводов доведена до 5-7 кг, что существенно ниже массы электроприводов первых разработок СОСБ. Применённые шаговые электродвигатели достаточно просты в управлении. Управление обеспечивается с помощью полупроводниковых преобразователей, включённых в состав блоков управления СОСБ. Требуемому в процессе работы СОСБ направлению движения вала электропривода соответствует прямой или обратный порядок коммутации фаз двигателя, реализуемый в полупроводниковом преобразователе. При этом фазные обмотки статора двигателя питаются импульсным напряжением (током), и от каждого импульса ротор двигателя совершает шаг – поворот на угол  $1,8^\circ$ .

Новым в электроприводах СОСБ, обеспечивающих неограниченный поворот панелей солнечных батарей и транзитные электрические связи между панелями СБ и системой энергообеспечения КА, является вращающееся контактное устройство, разработанное в НПП ВНИИЭМ. В отличие от применявшихся ранее ВКУ разработки НПО им. С.А. Лавочкина, довольно дорогих и трудоемких в производстве, в новом кольцевом токосъемнике за счет использования последних достижений в области материалов контактных пар и внедрения оригинальных конструктивных решений снижены затраты на изготовление и обеспечен стабильный технологический процесс производства. СОСБ Э10 КА «Электро-Л» приведена на рисунке 2. На КА «Спектр-Р» устанавливается две СОСБ Э10. Указанные СОСБ функционируют на вышеназванных КА без замечаний.

Основные разработчики СОСБ, входящих в нее блоков и КПА: В.Я. Авербух, Н.А. Быкова, Э.А. Лещинский, Б.К. С.В. Медушев, Е.М. Михайлов, Б.К.Навроцкий, А.Б. Новиков, Г.Н. Ту-



**рисунок 2.** СОСБ Э10 КА «Электро-Л», «Спектр-Р»

рунов, В.В. Федоров, Э.М. Хроменко, М.Ю. Щетинин, В.М. Ярцев. В настоящее время в ОАО «Корпорация «ВНИИЭМ» разработаны эскизные проекты СОСБ КА «Электро-ВО», «Электро-М» и «Гамма-400». Хотелось бы, чтобы вновь разработанная СОСБ удовлетворяла всем условиям ТЗ на эти КА.

При разработке остронаправленных антенн (ОНА) КА «Спектр-Р» и «Электро-Л» в ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина» возникла проблема установки антенны в заданное положение относительно корпуса КА с точностью порядка 1 сек. Так как датчик положений, обеспечивающий информацию с указанной выше точностью, представляет собой очень сложное и дорогостоящее устройство, разработчиками антенны (А.А. Моисеевым, Д.А. Тереховым, Н.В. Морозовым) было принято решение применить привод с шаговым двигателем. Нулевое положение ОНА определять при помощи точного датчика, а установку в заданное положение антенны осуществлять путем отсчета числа шагов двигателя от нулевого положения. Нам было выдано ТЗ на создание шагового двигателя ДШГ-1,8-04, к которому предъявлялось основное требование – отсутствие пропуска шагов во всех режимах работы.

Двигатель ДШГ-1,8 (рисунок 3) представляет собой двухфазный гибридный шаговый двигатель с возбуждением от высокоэнергетических постоянных магнитов, выполненных из материалов Nd-Fe-B. Двигатель питается двуполярным импульсным напряжением прямоугольной формы с 90-градусным заполнением полупериода.

Момент в гибридном шаговом двигателе создается за счет взаимодействия магнитных полей



**рисунок 3.** Гибридный шаговый двигатель ДШГ-1,8-01

обмотки статора и постоянного магнита ротора в зубчатой структуре воздушного зазора. Активный момент образуется за счет сдвига зубцов северного и южного полюсов ротора на половину зубцового деления (в ДШГ-1,8-01 – на  $3^{\circ}36'$ ). Применение высокоэнергетических постоянных магнитов позволило создать удерживающий момент при отсутствии напряжения питания двигателя.

Гибридный шаговый двигатель ДШГ-1,8-01 обеспечивает момент 500 г·см на частотах до 500 Гц и сочетает достоинства реактивного шагового двигателя (малая величина шага – 1,80) и шагового двигателя с постоянными магнитами (наличие фиксирующего момента при снятии напряжения питания не менее 50 г·см).

Шаговый двигатель (ШД) с постоянными магнитами при своем вращении на заданной частоте 130 Гц не пропускает шаги, но после снятия питания ротор ШД может остановиться, притянувшись произвольно, упрощенно говоря, к левому или правому соседнему устойчивому положению. Это может привести к ошибке на единицу формируемой программой числа шагов, выдаваемых для установки в следующее положение. Для устранения этого явления было принято совместное решение о сохранении питания на одной обмотке двигателя при его остановке. При этом был сохранен срок службы двигателя – 15 лет.

Кроме систем ориентации солнечных батарей, на целом ряде КА разработки ФГУП «НПО им.

С.А. Лавочкина» используются наши маховики и системы сброса накопленного маховиками кинетического момента.

Во многих случаях ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина» и ОАО «Корпорация «ВНИИЭМ» меняются функциями поставщика и заказчика.

В качестве поставщика ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина» выполнял или выполняет следующие работы:

- поставка матов ЭВТИ на ранее разрабатываемые КА «Метеор»;
- поставка переходных адаптеров между КА разработки ОАО «Корпорация «ВНИИЭМ» и разгонным блоком «Фрегат»;
- расчет полетного задания разгонного блока;
- поставка сотовых панелей, тепловых труб и терморегулирующих покрытий (ТРП) и ряд других.

С 2005 года доля научной компоненты в работах ВНИИЭМ существенно возросла, соответственно усилилось и взаимодействие между нашими предприятиями в этом направлении.

Например, для удовлетворения требований к космическому аппарату «Канопус-В» по точности динамической стабилизации и сокращения времени, которое требуется КА для совершения программного разворота и успокоения, было принято решение о применении на солнечных батареях этого КА виброгасителей на основе магнитной жидкости, разработанных во ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина». Основными разработчиками и идеологами применения этих устройств являлись А.М. Савостьянов, П.П. Теплепнев, А.Ю. Ермаков. Со стороны ОАО «Корпорация «ВНИИЭМ» в моделировании динамики упругого изделия и проведении испытаний ДМ (рисунок 4) участвовали В.Я. Геча, Б.И. Зубренков, Е.А. Канунникова, И.Ю. Пугач. В результа-



**рисунок 4.** ДИ КА «Канопус-В», обезвешенный во время испытаний эффективности гасителей колебаний БФ

те проведения испытаний была показана значительная эффективность этих устройств.

Необходимо также отметить, что и сама конструкция КА «Канопус-В» и «БКА» основана на применении современных технологий с использованием сотовых панелей с тепловыми трубами, так же разработанными во ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина».

Специалистами ОАО «Корпорация «ВНИИЭМ» (Е.А. Канунникова, И.А. Мещихин) и ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина» (В.Е. Бордадымов, Н.Н. Даниловский) в рамках создания современных методов обработки динамики и прочности космических аппаратов производится разработка динамических моделей с применением метода внешних суперэлементов. Актуальность данной работы обусловлена одним из этапов обработки космического аппарата, а именно необходимостью создания динамической модели КА для совместного расчета системы «ракета-носитель (РН) - разгонный блок (РБ) - космический аппарат» на этапе выведения. Такой расчет проводится разработчиком средства выведения, а модели разгонного блока и космического аппарата поставляются их разработчиками. Принятый в настоящее время в мире порядок расчета подразумевает применение редуцированных моделей подсистем, или, как их иногда называют, внешних суперэлементов, которые при совместном расчете присоединяются к остаточной конструкции. Широкое распространение данного подхода в международном авиакосмическом сообществе объясняется, в том числе, соображениями конфиденциальности при выполнении совместных проектов на уровне нескольких фирм, т.к. редуцированные матрицы не содержат информации о конструкции.

На сегодняшний день совместными усилиями предприятий осуществлено внедрение в расчетную практику методики создания, тестирования и передачи редуцированных моделей конструкций КА.

Применение указанного подхода позволяет достоверно описывать динамические характеристики системы КА-РБ-РН и определять действующие на КА нагрузки, и тем самым, способствовать дальнейшему успешному использованию разгонных блоков «Фрегат» для выведения КА производства ОАО «Корпорация «ВНИИЭМ», в том числе ближайшего совместного выведения КА «Метеор-М» № 2 и «Ионосфера» № 1, 2.

Уверены, что плодотворное сотрудничество наших предприятий, творческое взаимодействие ученых и специалистов не только сохранится, но и будет расширяться на пользу развития космической отрасли нашей страны.

*Статья поступила в редакцию 04.07.2012 г.*

**СОЗДАНИЕ СТЕНДОВОЙ БАЗЫ,  
ТЕХНОЛОГИЙ СТЕНДОВЫХ  
ИСПЫТАНИЙ И ОТРАБОТКА  
В ФКП «НИЦ РКП»  
РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ  
РАЗРАБОТКИ  
ФГУП «НПО ИМ. С.А. ЛАВОЧКИНА»**

**Г.Г. Сайдов,**  
кандидат технических наук\*,  
mail@nic-rkp.ru;

**К.П. Денисов,**  
доктор технических наук\*,  
mail@nic-rkp.ru;

**В.Н. Кучкин,**  
доцент, кандидат технических наук\*,  
mail@nic-rkp.ru;

**В.В. Борисов\*,**  
mail@nic-rkp.ru;

**В.С. Корсаков\*,**  
mail@nic-rkp.ru;

**В.Ф. Митрофанов\*,**  
mail@nic-rkp.ru

*Представлено содержание и основные этапы сотрудничества ФКП «НИЦ РКП» и ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина» в создании ракетно-космической техники. Рассмотрено содержание работ по созданию стендовой базы и технологий для холодных и огневых испытаний двигательных установок разгонных блоков и космических аппаратов; работ по экспериментальным исследованиям коррозионной стойкости и работоспособности материалов, узлов и агрегатов систем подачи двигательных установок разгонных блоков и автоматических космических аппаратов с воспроизведением длительных воздействий реальных условий эксплуатации, по отработке тепловых режимов автоматических космических аппаратов с имитацией условий космического пространства.*

*Ключевые слова:*  
холодные и огневые испытания;  
двигательные установки;  
ракетно-космическая техника;  
испытания;  
коррозионная стойкость и работоспособность;  
материалы;  
узлы и агрегаты РКТ;

\* ФКП «НИЦ РКП», Россия, Московская обл., г. Пересвет.

**DEVELOPMENT OF TEST BENCH  
FACILITIES, BENCH TEST  
TECHNIQUES AND TESTING OF  
SPACECRAFT BUILT BY  
LAVOCHKIN ASSOCIATION AT  
FEDERAL GOVERNMENT ENTERPRISE  
«NIC RKP»**

**G.G. Saydov,**  
Candidate of Engineering\*\*,  
mail@nic-rkp.ru;

**K.P. Denisov,**  
Doctor of Engineering\*\*,  
mail@nic-rkp.ru;

**V.N. Kuchkin,**  
Associate Professor, Candidate of Engineering\*\*,  
mail@nic-rkp.ru;

**V.V. Borisov\*\*,**  
mail@nic-rkp.ru;

**V.S. Korsakov\*\*,**  
mail@nic-rkp.ru;

**V.F. Mitrofanov\*\*,**  
mail@nic-rkp.ru

*The article covers content and milestones of cooperation between Federal Government Enterprise «NIC RKP» and Federal Enterprise «Lavochkin Association» in the field of space-rocket engineering. The activities are presented on development of bench test facilities, techniques for cold and firing tests of propulsion systems of spacecraft upper stages; experiments and studies of corrosion resistance and operability of materials, units and assemblies of propulsion feed systems on upper stages and unmanned spacecraft with long-term simulation of real operational environment, and thermal testing of unmanned spacecraft with space environment simulation.*

*Key words:*  
cold and firing tests;  
propulsion systems;  
space and rocket technology;  
testing;  
corrosion resistance and serviceability;  
materials;  
spacecraft units and components;

\*\* Federal Government Enterprise «NIC RKP», Russia, Moscow region, Peresvet.

*воспроизведение воздействий реальных условий эксплуатации;*  
*тепловакуумная отработка;*  
*космические аппараты;*  
*тепловые макеты;*  
*имитация космических условий; ЗУР;*  
*«Буря»;*  
*Луноход;*  
*спутник.*

*simulation;*  
*exposure to actual operational environment;*  
*thermal vacuum testing;*  
*space vehicles;*  
*thermal mockups;*  
*simulation of space environment;*  
*guided surface-to-air missile;*  
*«Burya» («Storm»);*  
*Lunokhod; satellite.*

## **введение**

Начало более чем шестидесятилетнего сотрудничества ФКП «НИЦ РКП» и НПО им. С.А. Лавочкина по созданию уникальной ракетно-космической техники приходится на 1950-1951 годы прошлого века. Сотрудничество предприятий проводилось в основном по трем направлениям:

1. Холодные и огневые испытания двигательных установок разгонных блоков и автоматических космических аппаратов и создание испытательного оборудования.
2. Исследования коррозионной стойкости и работоспособности материалов, узлов и агрегатов систем подачи двигательных установок разгонных блоков и автоматических космических аппаратов в условиях, воспроизводящих реальные условия эксплуатации.
3. Тепловакуумная отработка космических аппаратов в камере ВК 600/300 с имитацией условий космического пространства.

## **1. Отработка двигательных установок для разгонных блоков и автоматических космических аппаратов**

В сентябре 1950 года руководитель самолетного конструкторского бюро ОКБ-301 С.А. Лавочкин был назначен разработчиком зенитной управляемой ракеты, а филиалу № 2 НИИ-88, нынешнему ФКП «НИЦ РКП», была поручена экспериментальная стендовая отработка двигательных установок ЗУР (*Сайдов Г.Г., Денисов К.П., Галеев А.Г., 2012*). Строительство стенда для этих целей в ФКП «НИЦ РКП» началось в мае 1950 года, а через год оно было завершено. 15 мая 1951 года в присутствии министра вооружений Д.Ф. Устинова, Главных конструкторов С.А. Лавочкина и А.М. Исаева на стенде № 3 филиала № 2 НИИ-88 состоялось успешное испытание ракеты.

Отработка первых отечественных зенитно-управляемых ракет (ЗУР) С-25 и С-27 ракетного

комплекса В-300 была успешно завершена.

В середине 50-х ОКБ-301 начал разработку межконтинентальной крылатой ракеты (МКР) «Буря». Ракета имела пакетную конструкцию и содержала два ускорителя с двигателями разработки ОКБ А.М. Исаева, которые работали с использованием изопропилнитрита в качестве однокомпонентного топлива для газогенератора. Создание МКР «Буря» было новым направлением в ракетной технике и поставило много научно-технических проблем, для решения которых требовалось провести большой объем стендовых экспериментальных исследований как материальной части, так и рабочих процессов. Экспериментальные работы проводились на стенде № 1 НИЦ РКП. При проведении огневого испытания ускорителя произошел пожар, в результате которого стенд был полностью выведен из строя. Через полгода стенд был восстановлен, и весной 1957 года испытания МКР были продолжены, однако к этому времени ОКБ Сергея Павловича Королева завершило создание первой в мире баллистической ракеты, знаменитой Р-7, она была принята в эксплуатацию, поэтому работы по теме «Буря» были прекращены. На короткое время прекратилось и сотрудничество наших предприятий по тематике огневых испытаний двигательных установок (*Испытания ракет С.П. Королёва на стендах НИИХИММАШ, 2007*).

В настоящее время признано, что по конструктивным особенностям МКР «Буря» на десятилетия опережала свое время, и работы над темой «Буря» в целом внесли в развитие отечественной ракетно-космической техники значительные научный и практический результаты.

С 1965 году НПО им. С.А. Лавочкина было определено в отрасли как головное предприятие по созданию автоматических космических аппаратов для полетов на Луну и другие планеты Солнечной системы – Венеру, Марс (*Космический полёт НПО им. С.А. Лавочкина, 2010*). Для обеспечения этих межпланетных полетов



**рисунок 1.** Установка ДУ на стенд



**рисунок 2.** Подготовка к испытаниям

сотрудничество возобновилось, и в 1963-1970 годах на стендах ИС-103 и ИС-101 ФКП «НИЦ РКП» была проведена реконструкция, выполнены соответствующие подготовительные работы, в результате которых успешно проведена отработка двигательных установок (ДУ) для обеспечения мягкой посадки автоматических станций «Луна-9», «Луна-16» и других, обеспечивших в итоге успешное выполнение программ полета автоматических космических станций «Луна-9» и «Луна-16», многомесячную работу на Луне передвижных лабораторий «Луноход-1» и «Луноход-2», а также доставку на Землю лунного грунта с возвращаемым аппаратом. Результатом этих совместных работ стали русские названия кратеров и лунных морей на невидимой стороне Луны, посадка на Венеру и другие достижения мирового значения.

Следует отметить, что при проведении стендовой отработки этих двигательных установок потребовалось создание ряда технологий подго-

товки и проведения стендовых испытаний и коллектив испытателей с этими задачами успешно справился. Например, возникла острая необходимость в дегазировании топлива, заправляемого в баки маршевых двигателей, с целью обеспечения их работоспособности при многократном включении в условиях отсутствия гравитации. На то время в отрасли дегазирование топлив не требовалось, какие-либо методы дегазирования топлива не существовали, отсутствовали также методики и способы отбора проб топлива, методики его анализа. В сложившейся ситуации потребовалось немало совместных усилий для разработки и внедрения технологий и устройств, в итоге позволивших успешно справиться с решением возникших проблем. В дальнейшем эти работы стали основой при разработках комплекса отраслевых и государственных стандартов.

В 1970-1975 гг. на стенде ИС-103 проведена успешная отработка ДУ для автоматических станций «М-68», «М-71», «В-73», обеспечивших выполнение программ полета и мягкой посадки автоматических космических станций «Марс» и «Венера».

В 1986-1996 годах в НИЦ РКП были успешно проведены этапы стендовой отработки двигательных установок космических аппаратов «Фобос», «Аракс», «Аракс-Р», «Марс-96» и других.

Для определения и экспериментального подтверждения ресурса двигательных установок, определения коррозионной стойкости узлов и агрегатов топливных систем двигательных установок при длительной их эксплуатации в составе космических аппаратов и станций в большом объеме в НИЦ РКП проводились ускоренные коррозионные испытания. Совместно с ГИПХ и НПО им. С.А. Лавочкина в ФКП «НИЦ РКП» были разработаны и внедрены оптимальные технологии проведения ускоренных коррозионных испытаний, которые используются до настоящего времени при проведении аналогичных работ.

Следующим большим этапом сотрудничества наших предприятий явилась экспериментальная отработка универсального многофункционального разгонного блока «Фрегат» для вывода полезных грузов на различные высокоэллиптические орбиты, а также на отлетные траектории полета к планетам Солнечной системы. Работы по РБ «Фрегат» были завершены на стенде ИС-101 в 1997 году успешным проведением стендовых огневых испытаний маршевой двигательной установки и двигательной установки системы обеспечения запуска.

В 1997-2009 годах на стенде ИС-101 успешно проведены стендовая отработка двигательных установок космических аппаратов «Скиппер»,

«Навигатор», «Фобос-Грунт» (рисунки 1, 2).

Одновременно с развитием ракетно-космической техники, требовавшей новых подходов в её экспериментальной стендовой отработке, непрерывно и с опережением развивались и совершенствовались испытательное оборудование, методики и технологии испытаний.

В ближайший период на стенде ИС-101 планируется провести этап стендовых отработок двигательных установок космических аппаратов «Резонанс», «Луна-Глоб» и «Луна-Ресурс».

## **2. Отработка материалов, узлов и агрегатов систем подачи двигательных установок разгонных блоков и автоматических космических аппаратов с воспроизведением режимов эксплуатации**

Сотрудничество в направлении отработки материалов для элементов систем подачи ДУ началось в 70-е годы с экспериментальных исследований физико-химических свойств фторопластовых материалов при их контакте с высококипящими компонентами ракетных топлив. С увеличением продолжительности космических полетов возникла необходимость в создании материалов, малопроницаемых для газов наддува. Для решения этой задачи специалистами НПО им. С.А. Лавочкина были разработаны фольгированные фторопластовые материалы, которые предназначались для создания вытеснительных систем подачи топлива в двигательных установках космических аппаратов, разрабатываемых НПО им. С.А. Лавочкина. На реальных компонентах топлива проводились испытания как самих материалов, так и модельных вытеснительных пакетов.

В 1985-87 гг. на стенде ИС-599 НИЦ РКП был выполнен большой объем испытаний образцов таких материалов, по результатам которых была выбрана оптимальная технология производства, обеспечившая достаточную химическую стойкость материалов в среде ракетных компонентов топлива.

Первое практическое использование указанных материалов предусматривалось для изготовления вытеснительных пакетов системы подачи топлива двигательных установок космических аппаратов «Фобос». Испытания проводились в 1986-1989 гг. Работы велись на четырех баках объемами 555 литров и 202 литра для каждого компонента – четырехоксида азота и НДМГ. Заправка компонента проводилась в бак, а газ наддува – гелий – подавался в вытеснительный пакет, который крепился

на штанге, установленной в баке под углом 45° к вертикали. На 180-е сутки испытаний после выработки приблизительно половины компонента из бака окислителя объемом 555 литров произошла разгерметизация вытеснительного пакета в баке, заправленном четырехокисью азота. Дефектация вытеснительного пакета выявила, что разрушение произошло в нижней заделке. Сам пакет находился в закрученном относительно штанги состоянии. Баки горючего объемом 555 л и 202 л, заправленные НДМГ, и бак окислителя объемом 202 л, заправленный четырехокисью азота, успешно выдержали испытание по программе. После усиления нижней заделки и тщательного контроля по монтажу ВП в бак были проведены повторные испытания, и вновь, приблизительно в то же время, произошло разрушение вытеснительного пакета (ВП).

После тщательного анализа установлена истинная причина разрушения: четырехокись азота почти вдвое тяжелее НДМГ и по мере выработки топлива под действием архимедовой силы ВП всплывает вверх, а максимум силы Архимеда достигается при половинной выработке окислителя в баке объемом 555 литров. Кроме того, из-за несимметричности пакета относительно штанги возникает дополнительный скручивающий момент. Поскольку архимедова сила в космосе отсутствует и с учетом успешных испытаний на стенде баков с ВП на компоненте НДМГ и бака с ВП объемом 202 л на компоненте четырехокиси азота, было принято совместное решение о допуске баков с ВП к полету на спутник Марса Фобос. Успешный полет двух космических аппаратов «Фобос» подтвердил правильность выбранного решения.

В 1989-1993 годах были успешно проведены испытания баков с металлической вытеснительной мембраной для двигательной установки по программе «Аракс».

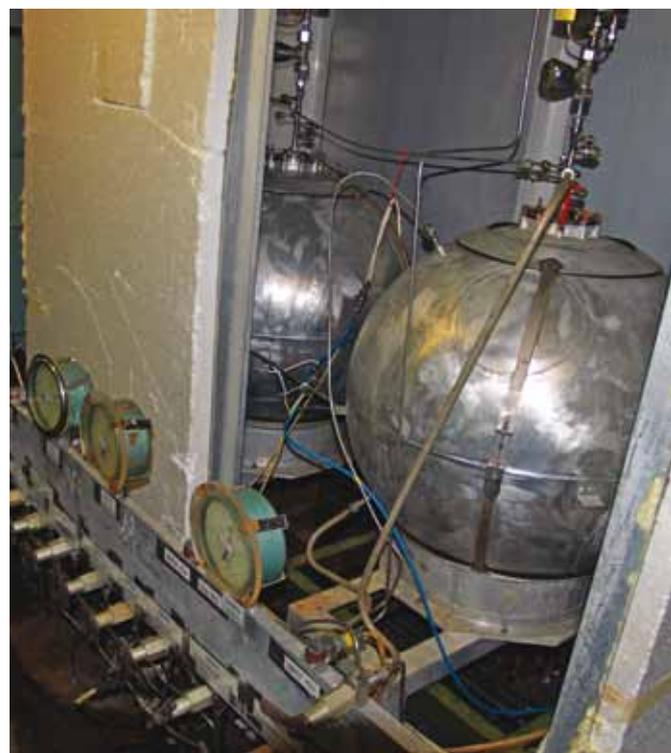
В 1994-95 гг. для космического аппарата «Марс» выполнена отработка заборных устройств с сигнализаторами прохождения уровня компонентов топлива в баках. Баки не были снабжены ВП, а локализация топлива у заборного устройства в полете перед включением маршевого двигателя обеспечивалась включением двигателей малой тяги. Испытания заборных устройств с сигнализаторами прохождения уровня прошли успешно и подтвердили работоспособность устройств.

В 1995-97 гг. прошли испытания бака с ВП из фольгированного фторопластового материала на компоненте гидразин с имитацией полета к планете Марс. Испытания продолжались 622 суток и завершились успешно.

Ресурсные испытания нефольгированного вы-



**рисунок 3.** Подготовка испытательного стенда



**рисунок 4.** Испытание вытеснителей

теснительного пакета в составе бака ДУ СО<sub>2</sub> разгонного блока «Фрегат» на компоненте гидразин прошли в 2005-2006 гг. и подтвердили его работоспособность в условиях длительного функционирования.

В 2007-2011 гг. проведены испытания образцов материалов и баков с ВП из фольгированного фторопластового материала на компонентах четырехокись азота и НДМГ по программе функционирования КА «Фобос-Грунт» (рисунки 3, 4).

### 3. Отработка теплового режима автоматических космических аппаратов в камере ВК 600/300 с имитацией условий космического пространства

В 1965 году по инициативе С.П. Королева вся тематика по разработке и созданию автоматических космических аппаратов по «дальнему космосу и Луне» из ОКБ-1 (РКК «Энергия») была передана в НПО им. С.А. Лавочкина, а в ФКП «НИЦ РКП» было запланировано создание вакуумной камеры ВК 600/300 с полезным объемом 300 м<sup>3</sup> для наземной отработки космических аппаратов и их элементов в условиях, имитирующих условия космического пространства.

Усилиями Главного конструктора Г.Н. Бабакина и его единомышленников была сформирована кооперация научных и промышленных предприятий и организаций по созданию беспилотных аппаратов для научного исследования Луны, Марса, Венеры. В те далёкие годы коллективы наших предприятий не могли предполагать, какие тесные узы свяжут их в дальнейшем при совместных тепловакуумных испытаниях (ТВИ) в ВК 600/300 космических аппаратов различного назначения. Отработав тепловые режимы (ТР) КА «Венера-4» в камере ВК-27 (объёмом 40 м<sup>3</sup>), коллектив НПО им. С.А. Лавочкина начал готовиться к испытаниям изделий по теме «Луна» в ВК 600/300.

После завершения большого объема монтажных и пуско-наладочных работ вакуумных и криогенных систем, имитатора «холодного» космического пространства, систем измерения и управления в камере ВК 600/300 были проведены:

- в сентябре-декабре 1968 г. этапы ТВИ теплового аналога изделия «Луноход-1», ТВИ автоматической межпланетной станции (АМС) «Луна-17», которая обеспечила доставку на Луну аппарата «Луноход-1», проработавшего на поверхности Луны 10 месяцев и прошедшего по поверхности Луны более 10,5 км. Первым техническим руководителем испытаний от НПО им. С.А. Лавочкина был Ю.В. Крестов; участники этих первых работ – руководитель бригады Ю.А. Попов, расчётчики И.А. Зеленов, С.Г. Матвеев, И.Х. Штейнгардт, М.М. Якубович внесли большой вклад в наземную отработку КА;
- в 1969 г. проведены ТВИ АМС «Луна-16» с грунтозаборным устройством, которая впервые доставила на Землю образцы лунного грунта; выполнены также ТВИ КА «Марс-69».

В результате усложнения конструкции и программ испытаний КА особое значение приобрели проблемы подтверждения надёжности



**рисунок 5.** Установка КА «Спектр-Р» в ВК 600/300



**рисунок 6.** КА в камере 600

и проведения наземной отработки теплового режима всех элементов аппарата в условиях, близких к эксплуатационным. Для этих целей технологические системы камеры ВК 600/300 постоянно совершенствовались. В 1970 году введён в эксплуатацию уникальный имитатор солнечного излучения (ИСИ), позволяющий обеспечить солнечный поток размером  $3 \times 8$  м, спектр излучения которого близок к солнечному (в диапазоне длин волн  $0,2 \div 25$  мкм), и регулируемый по зонам изделия в диапазоне мощности от  $450 \text{ Вт/м}^2$  до  $2800 \text{ Вт/м}^2$ , что в дальнейшем обеспечило проведение наземной

отработки космических аппаратов для полетов к Марсу, Луне, Венере.

В 1970-79 годах проведена тепловакуумная отработка КА «Марс-70», выполнены восемнадцать этапов отработки теплового режима системы обеспечения теплового режима (СОТР) нового КА «Око-1», где впервые применяется штатная вычислительная машина (БЦВМ) и программы управления СОТР. В обеспечение полной имитации полёта в камере производится вращение изделия в двух плоскостях с помощью штатного опорно-поворотного устройства (ОПУ) ТВК и специального стенда разработки НПО им. С.А. Лавочкина. На космическом аппарате «Око-1» впервые в ВК 600/300 исследован тепловой режим низкотемпературных элементов (система охлаждения приёмников ИК-излучения до низких температур с многолетним ресурсом работы в космосе). Положительно решены вопросы охлаждения аппаратуры внутри приборного контейнера, что было подтверждено при ТВИ. В результате испытаний СОТР КА «Око-1» и его аппаратура находилась в условиях, имитирующих космическое пространство, в течение 238 суток. По результатам ТВИ проведено более 50 доработок изделия и внедрено 9 рекомендаций по управлению штатного изделия «Око-1». В те же годы проведены ТВИ следующих аппаратов: «Марс-73», «4В», «4В1», «4В2», «Луна» в комплексе с грунтозаборным устройством (ГЗУ) ЛБ-09.

В 1980-1985 гг. проведены отработки ТР аппаратов «Вега-1», «Вега-2», в которых при солнечном потоке  $Sc=2700 \div 2800 \text{ Вт/м}^2$  наблюдался выход за допуск температур приборов научной аппаратуры; КА «Астрон», для отработки которого камера была доработана в обеспечение проведения испытаний телескопа УФТ с доработкой тепловой схемы привода.

Особое место по объёму наземной отработки тепловых режимов занимали испытания КА «Око-2», когда в период с 1985 по 1989 год космический аппарат и его системы находились в камере в условиях имитации космического пространства в течение 377 суток и было проведено 16 этапов испытаний.

В перерывах между этапами отработки КА «Око-2» прошли ТВИ КА «Фобос-1», где отдельно испытывалась автономная двигательная установка (АДУ) и выявлен выход за допуск температур трубопроводов и бака «Г» и приборов научной аппаратуры (НА). По результатам испытаний выданы предложения на доработку указанных систем.

В 1986 г. отработаны оптический узел КА «Аракс» и долговременная автоматическая стан-

ция (ДАС) КА «Фобос», где по результатам ТВИ были проведены доработки тепловых схем приборов НА.

В 1989-1996 гг. успешно проведены ТВИ КА «Гранат»; испытания малогабаритного КА «Прогноз» с продолжительностью испытаний – 68 суток; этапы ТВИ КА «Марс-96», которые продолжались более семи месяцев; этапы отработки ТР изделия «Купон», «Купон-1» с продолжительностью испытаний 43 суток; этапы отработки ТР разгонного блока «Фрегат» (60 суток испытаний).

Для повышения технического уровня испытаний в ВК 600/300 и выполнения основного требования по созданию «чистого безмасляного» вакуума в объёме камеры при ТВИ в 1996 году была проведена модернизация системы вакуумирования камеры с внедрением системы безмасляной откачки (СБМО) на базе криосорбционных средств откачки. Это позволило впервые проводить ТВИ КА в штатном исполнении.

В период с 1999 по 2009 годы проведены ТВИ СОТР кареток телескопа «Содарт», платформы с комплексом НА КА «Спектр-РГ», тепловой аналог и космический радиотелескоп КА «Спектр-Р».

С 2010 г. начинается новый этап отработки КА НПО им. С.А. Лавочкина – проведение комплексных электрических испытаний (КЭИ) КА в штатном исполнении, при которых отрабатываются задачи по проверке работоспособности аппаратуры в условиях имитации космического пространства и проведению определённых циклов термоциклирования (рисунки 5, 6).

В 2010-2011 гг. были проведены КЭИ КА «Электро-Л», «Спектр-Р» и «Фобос-Грунт».

В отработку тепловых режимов КА в камере ВК 600/300 большой вклад внесли сотрудники НПО им. С.А. Лавочкина: В.Е. Бабышкин, В.П. Макаров, М.Б. Мартынов, А.Е. Ширшаков, Ю.В. Мозговой, Д.В. Тулин, В.В. Комолов, А.Ф. Шабарчин, А.С. Привезенцев, В.А. Богданов, Д.В. Синчугов и многие другие.

За период 1968-2011 гг. в камере ВК 600/300 прошли наземную отработку 25 космических аппаратов разработки НПО им. С.А. Лавочкина. Особенно напряжёнными периодами наземной отработки КА в камере ВК 600/300 были 1974 г. – 147 суток, 1986 г. – 266 суток, 1987 г. – 200 суток непрерывных испытаний в камере с имитацией условий космического пространства.

Большой вклад внёс коллектив НПО им. С.А. Лавочкина в усовершенствование систем камеры ВК 600/300, с помощью которого создана система подвески зеркала размером 3x5 м, что позволило провести отработку КА «Око-1», «Фобос» с имитацией солнечного излучения по вертикальной оси камеры, а также в создание

уникальной пультовой для размещения БЦВМ.

## заключение

Накопленный опыт двух коллективов при проведении ТВИ позволяет повышать качество испытаний; совершенствовать методики испытаний, технологию подготовки; модернизировать имитаторы воздействия; вести работы по автоматизации процессов управления системами и аппаратурой борта испытываемого изделия и систем ТВК; расширяет перспективу будущих совместных испытаний по новым проектам НПО им. С.А. Лавочкина – КА «Ресурс-РГ», «Ресурс-УФ», «Луна-Глоб», «Луна-Ресурс» и др.

Хочется отметить наше тесное взаимодействие в указанных работах с ведущими специалистами НПО им. С.А. Лавочкина: В.Е. Бабышкиным, М.Б. Мартыновым, А.А. Моисеевым, А.Е. Ширшаковым, В.П. Макаровым, Н.А. Маркачевым, Д.В. Тулиным, В.А. Мозговым, Н.М. Абызовым, В.В. Комоловым, В.М. Цвелевым, Л.Г. Александровым, В.А. Крюковым, В.С. Васьковым, И.А. Чарным, В.И. Давыдовым, Д.В. Синчуговым, М.Н. Ильиным, В.С. Пахунковым, А.С. Привезенцевым и другими.

За период сотрудничества наших предприятий в отработку образцов космической техники внесли достойный вклад в разные годы сотрудники ФКП «НИЦ РКП»: В.А. Пухов, Ю.А. Карнеев, А.А. Макаров, Г.Г. Сайдов, К.П. Денисов, В.Н. Кучкин, Н.А. Афанасьев, Б.В. Гавриков, Н.А. Сармин, Е.Н. Бакланов, Э.И. Андреев, В.Ф. Митрофанов, Л.А. Озеров, В.П. Волков, Ю.М. Лясин, В.В. Борисов, А.В. Гришин, Ю.В. Силантьев, В.И. Горшков, Ю.Я. Манухов, В.А. Леоненко, В.С. Корсаков и другие.

## список литературы

- Сайдов Г.Г., Денисов К.П., Галеев А.Г.*  
 Научно-испытательный центр ракетно-космической промышленности России: научные направления производственной и научной деятельности // Наука и технологии в промышленности, 2012. № 1. Часть 1.
- Космический полет НПО им. С.А. Лавочкина /*  
 Под общ. ред. доктора техн. наук, проф. К.М. Пичхадзе и доктора техн. наук, проф. В.В. Ефанова.  
 2-е изд., перераб. и доп.  
 М.: Изд-во МАИ-ПРИНТ, 2010. С. 262.
- Испытания ракет С.П. Королёва на стендах НИИХИММАШ /* Под ред. А.А. Макарова.  
 М.: Ремарко, 2007.
- Статья поступила в редакцию 25.04.2012 г.*

## ИНТЕГРАЦИЯ ПРОИЗВОДСТВА, НАУКИ И ОБРАЗОВАНИЯ

**А.Н. Геращенко,**  
доктор технических наук, профессор\*,  
ads@mai.ru;

**Ю.А. Матвеев,**  
доктор технических наук, профессор\*,  
matveev@laspace.ru

*Взаимодействие Московского авиационного института (национального исследовательского университета) с ФГУП «НПО им.*

*С.А. Лавочкина» является примером глубокой всесторонней связи производства, науки и образования.*

*На протяжении более чем 60 лет МАИ и НПО им. С.А. Лавочкина успешно работает над совместными научными проектами, осуществляет подготовку и переподготовку специалистов, что способствует развитию аэрокосмической отрасли страны.*

*Ключевые слова:*

*МАИ;  
факультет «Космическая техника»;  
образование;  
производство.*

Примером глубокой всесторонней связи производства, науки и образования является взаимодействие Московского авиационного института (национального исследовательского университета) с ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина».

В 1960 году по ходатайству партийно-хозяйственного актива предприятия, в соответствии с решением Московского комитета КПСС «О повышении теоретической подготовки практиков, работающих на инженерных должностях, а также для устранения острой нехватки в инженерных кадрах, имеющих высшее образование и опыт практической работы» (приказ Министерства высшего и среднего специального образования РСФСР и Государственного комитета совета министров СССР по авиационной технике от 11 мая 1960 г. № 367/149), как филиал вечернего факультета Московского авиационного института был создан территориальный факультет МАИ на заводе им. С.А. Лавочкина.

В 1974 году территориальному факультету было присвоено наименование «Орбита» (приказ Министерства высшего и среднего специ-

\* Московский авиационный институт (НИУ), Россия, г. Москва.

## INTEGRATION OF PRODUCTION, SCIENCE AND EDUCATION

**A.N. Gerashchenko,**  
Doctor of Engineering, Professor\*\*,  
ads@mai.ru;

**Y.A. Matveev,**  
Doctor of Engineering, Professor\*\*,  
matveev@laspace.ru

*Close cooperation of Moscow Aviation Institute (National Research University) with Federal Enterprise «Lavochkin Association» gives an example of strong and comprehensive relations between production, science and education.*

*For more than 60 years MAI and Lavochkin Association have been successfully elaborating joint scientific projects, training and retraining of personnel that facilitate the development of national aerospace industry.*

*Key words:*

*MAI;  
«Space engineering» department;  
education;  
production.*

ального образования СССР от 10 июля 1974 г. № 499). На факультете «Орбита» созданы филиалы кафедр 601 (руководитель филиала – главный конструктор, профессор, член-корреспондент Академии наук Украинской ССР В.М. Ковтуненко) и кафедры 606 (руководитель филиала – Генеральный директор, профессор А.П. Милованов).

Развивая и совершенствуя подготовку инженерных кадров и стараясь максимально удовлетворить запросы базового предприятия в специалистах с высшим образованием, факультет «Орбита» в разные годы вел подготовку инженеров по 12 специальностям.

В 1981 году с целью усиления конкретной инженерной подготовки выпускников было создано студенческое конструкторское бюро: сектор «Орбита» проблемной лаборатории летательных аппаратов (СОПЛЛА). Научное руководство возглавили профессора В.М. Ковтуненко и Г.В. Малышев. В этом же году была оформлена первая заявка на изобретение, а студенческая работа удостоена первой премии Минвуза СССР.

\*\* Moscow Aviation Institute (National Research University), Russia, Moscow.

Студенты СКБ «Орбита» приняли активное участие в проектировании и постройке малогабаритного исследовательского искусственного спутника «Спектр МАИ-7».

Выпускники факультета продемонстрировали глубокие и всесторонние знания: было получено более 20 авторских свидетельств; многочисленные разработки студентов внедрены в работах КБ и производства; получены дипломы на конкурсах студенческих работ. Многие выпускники достигли высокого производственного роста: М.М. Солодыхин, П.А. Грешилов – заместители Генерального директора НПО; В.Н. Байкин и М.Н. Ильин – ведущие конструкторы; В.В. Соловьев, В.Е. Чистяков, Р.В. Рябчиков, В.Ф. Быков, А.Е. Погорелов, Ю.Ю. Долгов, А.И. Куприенко, В.Я. Силиньш, А.М. Хлябин – начальники цехов; А.В. Морозов, Е.М. Ивойлов – зам. секретаря парткома НПО. Есть среди выпускников и начальники отделов, и занимающие другие руководящие производственные и общественные должности.

Развитие производства базового предприятия и усложнение научных и инженерных задач настоятельно требовало совершенствования подготовки инженерных кадров, и вечернее обучение не могло в полной мере удовлетворить базовое предприятие. Идя навстречу требованиям промышленности, факультет разработал новую систему подготовки инженеров, получившую наименование дневная учебно-производственная форма обучения. В 1985 году вечерний территориальный факультет «Орбита» преобразован в филиал МАИ «Орбита», организована подготовка инженеров по системе завод-ВТУЗ (приказ Минвуза СССР и МОМ СССР от 30.08.1985 г. № 625/169). Факультету присвоено наименование «Машиностроение».

Учебно-производственная форма обучения была основана на глубокой теоретической и фундаментальной подготовке студентов в гармоничном сочетании с доскональным знанием всего производственного процесса базового предприятия в период длительной работы на рабочих местах, когда студент в течение 10 месяцев работает в цехах обрабатывающих и заготовительных, затем на 4-м курсе в качестве техника – в цехах сборочных, отладочных, испытательных и завершает знакомство с производством в качестве инженера-практиканта в течение 10 месяцев в конструкторских и технологических отделах.

В создании и развитии факультета большую роль сыграли руководители предприятия А.П. Милованов и В.М. Ковтуненко. Среди преподавателей, внесших наибольший вклад в организацию и проведение учебных занятий на

факультете в этот период, следует отметить профессоров И.А. Зернова, Г.В. Малышева, К.М. Пичхадзе, доцентов и преподавателей Т.В. Бадаеву, И.А. Борисова, А.А. Иванова, Ю.Н. Кременцову, В.П. Викуленкова, В.А. Чумакова и других.

Годы так называемой перестройки негативным образом повлияли на условия работы факультета, который к тому времени носил название «Космическая техника». Сократился контингент вечерней формы обучения. Для повышения качества профориентационной работы в регионе, привлечения талантливой молодежи в вузы при факультете в 1993 году был создан региональный учебно-научный комплекс РУНК «Космическая техника», в который вошли территориальный факультет МАИ «Космическая техника» и аэрокосмический лицей на базе школы № 13 г. Химки, а также профильные классы школ № 2 и № 15 (Совместный приказ по МАИ, НПОЛ и Комитета по народному образованию Московской области № 274 от 31.08.93).

К 2005 году на факультете «Космическая техника» было выпущено более 2700 инженеров, большинство из которых в разные годы работали на НПО им. С.А. Лавочкина.

Подготовка специалистов для НПО им. С.А. Лавочкина осуществляется и на других факультетах Московского авиационного института.

Аэрокосмический факультет имеет устойчивые связи с НПО им. С.А. Лавочкина в рамках подготовки кадров.

На кафедре 308 факультета № 3 «Системы управления, информатика и электроэнергетика» было создано два филиала при НПО им. С.А. Лавочкина. Процесс обучения здесь строится так, чтобы сформировать систему базовых знаний в области информационных технологий. Такая система позволяет выпускникам кафедры успешно работать на предприятии, решать проблемы системного анализа информационных систем и проблемы математической обработки информации.

С целью поднятия уровня и развития новых форм работы по повышению квалификации научно-педагогических, руководящих и инженерных кадров в МАИ на базе существующих факультетов повышения квалификации создан Институт повышения квалификации и переподготовки (ИПКиП). Важнейшим направлением активизации работы ИПКиП явилась организация научно-производственных стажировок преподавателей, научных работников и аспирантов на передовых отечественных предприятиях и организациях, а также проведение итоговой аттестации по результатам проведенных стажировок. Так, в 2011 году 103 научно-педагогических

работника МАИ прошли стажировку в НПО им. С.А. Лавочкина, организованную при участии одного из руководителей НПОЛ профессора А.А. Моишеева.

По общему мнению сотрудников института, стажировка была организована на самом высоком уровне. Особо отмечены информационные сведения об истории развития предприятия, а также полученный колоссальный объем практических сведений на основе посещения музея и представления конкретных образцов космической техники.

Высококвалифицированные лекции, беседы, ознакомление с историей, настоящими и будущими программами предприятий, знакомство с уникальной авиационно-космической техникой, разработанной предприятиями, практическое ознакомление с достижениями предприятий в области проектирования, изготовления и испытания авиационно-космической техники, обсуждение вопросов, связанных с подготовкой инженерных кадров, а также проявление взаимного интереса к научно-техническому сотрудничеству является результатом проведенных стажировок, количество которых, надеемся, будет неуклонно возрастать.

Научное направление развития Московского авиационного института также тесно связано с НПО им. С.А. Лавочкина. В период 2012-2013 гг. предполагается реализация совместных программ с НПОЛ по созданию ряда малоразмерных КА (микроспутник МАИ-UNAM, пенетраторы, спутники серии МКА-ФКИ).

В 2010 году между МАИ и НПОЛ был заключен договор на право безвозмездного пользования недвижимым имуществом, закрепленным за ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина» с целью организации на его территории процесса обучения.

Тесная связь МАИ и НПО им. С.А. Лавочкина на протяжении более чем 60 лет обеспечивает рациональную интеграцию университетского учебного процесса и производственной деятельности. Погружение в профессиональную среду позволяет студенту на протяжении всего периода обучения участвовать в актуальных проектных и исследовательских работах предприятия. Такая форма обучения способствует преемственности и обновлению кадров, закреплению выпускников факультета на предприятии, снижению текучести кадров и – как итог – развитию отрасли в целом.

Таким образом, сегодня невозможно представить развитие аэрокосмической отрасли без сочетания университетского технического образования с отраслевой наукой и производством.

*Статья поступила в редакцию 09.04.2012 г.*

АНОНС

## ВЕСТНИК 5

ПЯТОГО НОМЕРА, ПОСВЯЩЕННОГО  
40-ЛЕТИЮ НАЧАЛА ЗАПУСКОВ  
НАУЧНЫХ ОРБИТАЛЬНЫХ  
АППАРАТОВ СЕРИИ «ПРОГНОЗ»

Статья «Исследования солнечного ветра и плазмы в магнитосфере Земли с помощью космических аппаратов, созданных в НПО им. С.А. Лавочкина. 2. Проект «Интершок» (автор Г.Н. Застенкер, ИКИ РАН) будет посвящена описанию проведенного в 1985 г. на спутнике «ПРОГНОЗ-10 – ИНТЕРКОСМОС» международного научного эксперимента «Интершок», посвященного исследованию тонкой структуры околоземной ударной волны.

Изучение этого объекта весьма важно как с научной, так и с практической точки зрения, так как околоземная ударная волна служит интерфейсом взаимодействия приходящих от Солнца возмущений плазмы и магнитного поля с магнитосферой Земли. С другой стороны, изучение околоземной ударной волны связано с большими экспериментальными трудностями из-за чрезвычайной быстроты развивающихся на ней процессов (от несколько минут до нескольких секунд).

В статье описывается разработанный для эксперимента «Интершок» широкий комплекс специальной быстродействующей аппаратуры для анализа плазмы, магнитных и электрических полей, потоков энергичных частиц, рентгеновских всплесков, всплесков радиоизлучения, включавший в себя также бортовую перепрограммируемую вычислительную машину.

С помощью этого эксперимента была впервые в мире получена пространственно-временная картина поведения плазмы и магнитного поля на фронте ударной волны, содержащая ряд новых и даже неожиданных явлений (развитие электростатического барьера, тормозящего ионы солнечного ветра, формирование отдельных узких пучков потока ионов с различными направлениями движения и наличие области постепенной релаксации этих пучков со стороны магнитослоя, развитие локализованных высокочастотных колебаний поля и плазмы и т.д.).

Это одна из статей, представляющих результаты приоритетных исследований космическими аппаратами серии «Прогноз», которые будут публиковаться в нашем журнале, в частности, одна из них опубликована в данном номере журнала, автор Г.Н. Застенкер.

## ТВОРЧЕСКИЙ ПУТЬ ДЛИНОЮ ПОЧТИ В ПОЛВЕКА

**Е.Н. Кузин,**

кандидат технических наук\*;

**В.И. Загарских,**

доцент, кандидат технических наук

*Статья посвящена истории зарождения и дальнейшего успешного развития творческой научной связи между видным военным учебным заведением страны – Военной академией РВСН им. Петра Великого и головной фирмой в области разработки автоматических космических аппаратов для исследований околоземного пространства и других планет Солнечной системы – НПО им. С.А. Лавочкина.*

*Ключевые слова:*

*пиромеханические устройства и системы;*

*системы разделения;*

*детонирующие удлиненные заряды;*

*взрывчатые вещества;*

*твердые топлива.*

Научно-техническое сотрудничество Военной академии Ракетных войск стратегического назначения им. Петра Великого и НПО им. С.А. Лавочкина началось в тот год, когда в результате второго своего перепрофилирования машиностроительный завод им. С.А. Лавочкина (так он тогда назывался) перестает быть ОКБ и становится «космической» фирмой. В этот период существенно изменилась политическая обстановка в мире и у нас в стране. Сдерживание в холодной войне сменилось «мирным противоборством» – необходимостью доказать преимущества отечественной науки и техники в изучении и освоении космоса. В решении этой проблемы лавочкинцам отводилась существенная роль.

В результате принятого С.П. Королевым решения сконцентрировать свое внимание и коллектива возглавляемого им ОКБ-1 на проблеме «человек в космосе», он передает в руки своих сподвижников реализацию идей исследования и освоения космического пространства, базирующихся на применении непилотируемых средств РКТ. Так решился вопрос о выделении межпланетного космоплавания с применением автоматических исследовательских зондов, роботизированных космических аппаратов,

\* Военная академия РВСН им. Петра Великого, Россия, г. Москва.

## CREATIVE CAREER OF NEAR HALF A CENTURY DURATION

**E.N. Kuzin,**

Candidate of Engineering\*\*;

**V.I. Zagarslikh,**

Associate Professor, Candidate of Engineering\*\*

*The article refers to background of origin and further successful development of innovative scientific relations between the eminent military educational institution – Military Academy of Strategic Rocket Forces named after Peter the Great and the Prime Developer of unmanned spacecraft for research of near-Earth space and planets of Solar system – Lavochkin Association.*

*Key words:*

*pyro-mechanical devices and systems;*

*separation systems;*

*detonating extended charges;*

*explosives;*

*solid fuel.*

именовавшихся в те годы «автоматическими межпланетными станциями», в самостоятельное направление, имеющее свою головную фирму и свою кооперацию предприятий-соисполнителей.

Неслучайно выбор С.П. Королева пал на ОКБ им. С.А. Лавочкина, Главным конструктором которого был утвержден Георгий Николаевич Бабакин, ставший впоследствии достойным преемником Сергея Павловича, плодотворно развившим самостоятельность и самодостаточность направления межпланетного космоплавания. Соответствующее постановление правительства вышло в марте 1965 г. Первой задачей, решаемой коллективом ОКБ им. С.А. Лавочкина в плане «приобщения» к созданию автоматических космических аппаратов для полетов к Луне и планетам Солнечной системы, была задача осуществления мягкой посадки на поверхность Луны. Справедливости ради надо отметить, что состояние дел по этому вопросу к началу 1965 года сложилось «кризисное» как в СССР, так и в США, предпринимавшими настоящим штурм к Луне. Ни отечественные, ни американские исследователи космоса никак не могли преодолеть некий «барьер», существенно тормозивший стремительно прогрессирующую в те годы эк-

\*\* Military Academy of Strategic Rocket Forces named after Peter the Great, Russia, Moscow.

спансию человека в Космос. Ни одна из ранее предпринятых попыток доставить на лунную поверхность научную аппаратуру в работоспособном состоянии не увенчалась успехом. С 1959 по 1965 годы пять американских «Рейнджеров» и четыре советских «Луны» совершили лишь «жесткие» посадки. В такой обстановке ОКБ им. С.А. Лавочкина получает из рук С.П. Королева эстафету по созданию автоматических КА для полетов к Луне и планетам Солнечной системы.

Вполне естественно, что первые «лавочкинские» лунные станции были копиями «королевских» станций второго поколения серии Е6. Для аппаратов этой серии еще в 1961-62 гг. коллективом ученых Военной инженерной академии им. Ф.Э. Дзержинского (так тогда именовалась академия) под руководством профессора Б.И. Шехтера совместно с конструкторами ОКБ-1 была отработана система разрыва крепления амортизации автоматической лунной станции (АЛС) на основе детонирующего шнура, обеспечивавшая мягкую посадку КА на лунную поверхность.

В качестве исторической справки надо отметить, что научно-техническое взаимодействие ученых академии с ОКБ-1 С.П. Королева началось в конце 50-х годов, сразу после успешных запусков первых ИСЗ (ПС-1, ПС-3, Д). Ученые академии уже тогда участвовали в проектировании, лабораторной отработке, в изготовлении и монтаже уникальных на то время пироавтоматических систем. Например, системы доставки вымпела СССР на поверхность Луны (осуществлен КА «Луна-2» 14 сентября 1959 г.), системы отделения шлюзового отсека космического корабля «Восход-2», через который был осуществлен впервые в мире выход космонавта А.А. Леонова в открытый космос (18 марта 1965 г.) и ряда других пироаппаратов и устройств.

«Лунная эпопея» ОКБ им. С.А. Лавочкина началась с первой успешно выполненной работы – 3 февраля 1966 года КА серии Е6М «Луна-9» совершил первую в мировой практике космоплавания мягкую посадку на поверхности спутника Земли в Океане Бурь в районе кратеров Рейнер и Марии. В декабре того же 1966 года второй КА той же серии Е6М «Луна-13», оснащенный комплексом более совершенной научной аппаратуры повторил достижения «Луны-9», совершив вторую мягкую посадку на лунную поверхность также в районе Океана Бурь. Так, волею судеб с новой относительно несложной пироавтоматической системы для КА «Луна-9» и «Луна-13» началось многолетнее плодотворное творческое сотрудничество академии с НПО им. С.А. Лавочкина.

На рисунках 1, 2 показаны общий вид КА серии Е6М и фотография узла системы сброса амортизации. Важной деталью является тот факт, что монтаж системы на АЛС при всех запусках, проведенных как ОКБ-1, так и ОКБ им. С.А. Лавочкина, осуществлялся представителями нашей академии.

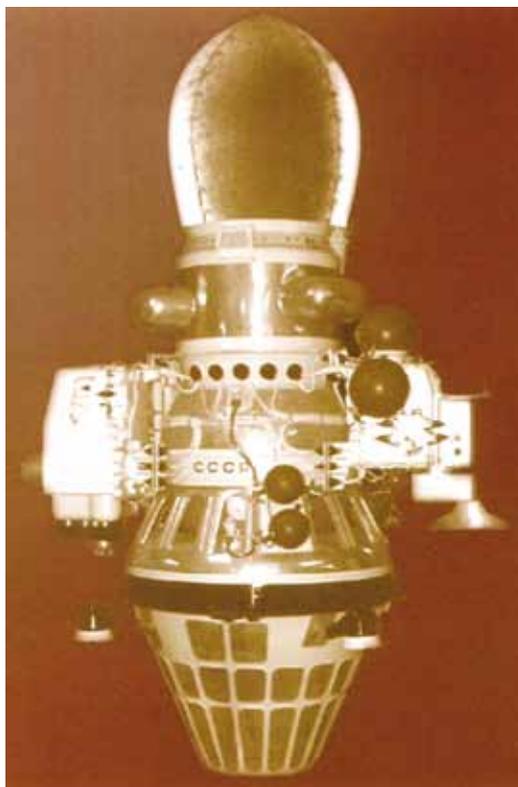


рисунок 1. Общий вид КА серии Е6М



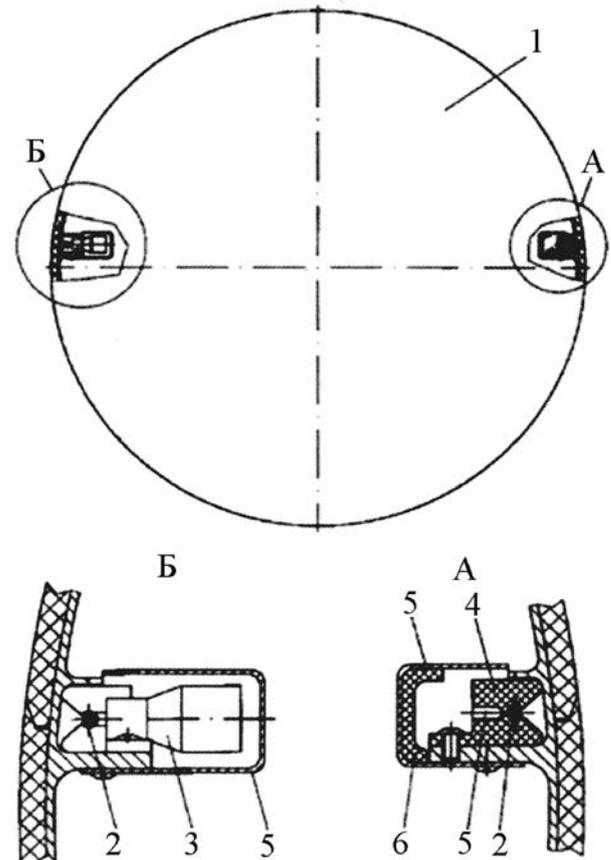
рисунок 2. Фотография узла системы сброса амортизации станции

На этом заканчивается этап использования в наших совместных разработках систем, пиромеханизмов и устройств на основе детонирующих шнуров и начинается новый этап – этап применения в системах разделения КА (станций, посадочных блоков, исследовательских зондов) удлиненных зарядов высокобризантных взрывчатых веществ (ВВ) кумулятивного и некумулятивного типов (УКЗ и УЗ соответственно).

Начало отечественным разработкам таких устройств было положено группой ученых во главе с Ф.Б. Тумаркиным. В последующем крупные теоретические и опытно-конструкторские работы были выполнены учеными академии во главе с Б.И. Шехтером, В.П. Челышевым и Е.В. Никитиным в 1962-75 годах. К этому же периоду можно отнести и первые зарубежные публикации, посвященные данной проблеме. Исследования в академии проводились при рациональном сочетании фундаментальных положений физики быстропротекающих процессов, теории бронепробития классических методов, теории размерности и подобия, теории волочения и прессования, общих принципов планирования многокритериального эксперимента, а также результатов прямых и опосредованных испытаний. В результате этих исследований был создан нормированный ряд УКЗ, а также номенклатура УЗ, которые по своим параметрам по сей день превосходят отечественные и зарубежные типовые аналоги. Уникальность этих зарядов в том, что разработанные в академии методики их проектирования и технологии изготовления позволяют в кратчайшие сроки и с минимальными материальными затратами производить их адаптацию применительно к конкретным решаемым задачам, на конкретных объектах.

Одной из первых совместно разработанных систем пиромеханики на основе УКЗ была система отделения механизма герметизации ампулы с лунным грунтом спускаемого аппарата КА «Луна-16» и «Луна-20» – «лунников» третьего поколения (серии Е8-5). Как известно, оба аппарата выполнили свою задачу и впервые в мире доставили лунный грунт на Землю (24 сентября 1970 г. и 25 февраля 1972 г. соответственно).

В 70-х – 90-х годах помимо исследований в НПО им. С.А. Лавочкина ведутся интенсивные работы по созданию КА для углубленного изучения планет Солнечной системы – в первую очередь Марса и Венеры. Ученые академии активно привлекаются к совместной разработке ряда систем пиромеханики (главным образом, систем разделения) для вновь разрабатываемых аппаратов. С этой целью в академии создается участок по производству УКЗ и УЗ, совершенствуется



- 1 – спускаемый аппарат;
- 2 – УКЗ;
- 3 – электродетонатор;
- 4 – кронштейн;
- 5 – защитные устройства;
- 6 – войлок.

**рисунок 3.** Принципиальная схема системы разделения оболочечной конструкции КА на УКЗ

база для проведения лабораторных и приемных испытаний зарядов и узлов, снаряженных ими. Для изготовления УКЗ (УЗ), проведения испытаний, подготовки и отправки опытных партий зарядов в НПО им. С.А. Лавочкина в академию командуются бригада опытных высококвалифицированных рабочих (слесарей-сборщиков, испытателей) объединения. Участие ученых академии в «марсианской» программе сводилось к совместной разработке комплекса систем разделения на основе УКЗ для КА серии М-71 («Марс-2», и «Марс-3») и серии М-73 («Марс-4» и «Марс-5»). Эти системы должны были решать такие задачи, как вскрытие отсека с парашютной системой, отделение двигателя увода парашютной системы от тормозной двигательной установки (ТДУ), отделение ТДУ от спускаемого аппарата, вскрытие защитного кожуха автоматической марсианской станции (АМС).

В последующие годы для КА «Марс-96» совместно были отработаны три системы отделения

на УКЗ и УЗ: система отделения кожуха малой станции (МС), система отделения крышки и ввода парашюта МС, система отделения днища и ввода надувного тормозного устройства (НТУ) внедряемого исследовательского зонда. Принципиальная схема системы разделения оболочечной конструкции КА на УКЗ приведена на рисунке 3. Фрагмент системы разделения крышки исследовательского внедряемого зонда (пенетратора) КА «Марс-96» представлен на рисунке 4.

Несмотря на то, что в силу ряда причин программы научных исследований Марса были выполнены автоматическими космическими аппаратами только частично, тем не менее впервые в мире была осуществлена мягкая посадка на поверхность Марса. Спускаемый аппарат КА «Марс-3» 2 декабря 1971 г. совершил мягкую посадку на поверхность планеты и в течение 20 секунд после контактного сближения передавал видеосигнал, ретранслируемый через орбитальный аппарат в сеансах связи на Землю.

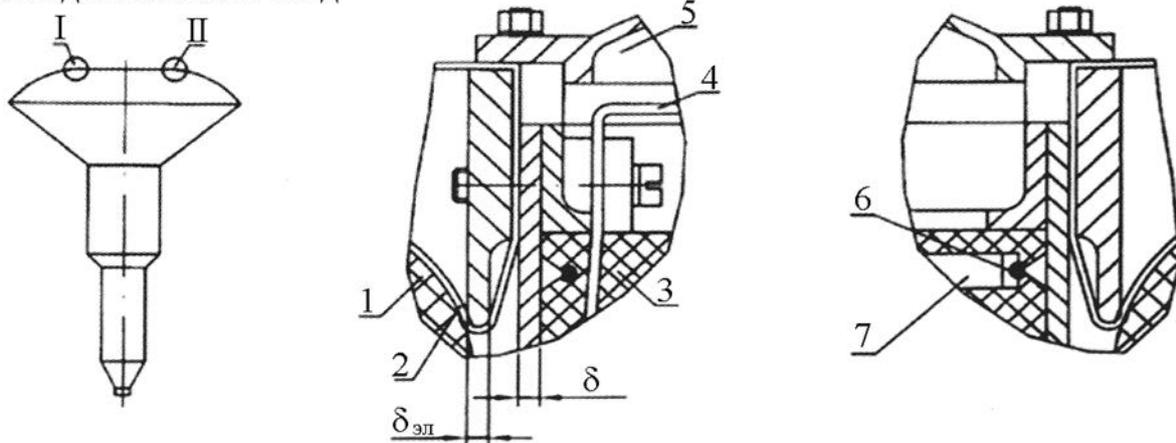
Другой планетой, к которой обращено пристальное внимание землян, является Венера. Исследования ее занимают особое место в отечественной космической программе. В течение десятилетия, начиная с 1975 года, планета была основным объектом изучения с помощью космических автоматов. Функционирование КА серий В-70 и В-72 («Венера-7» и «Венера-8»), спускаемые аппараты которых впервые осуществили спуск и посадку на поверхность планеты, было обеспечено созданием оптимальной системы спуска. Основу этой системы составляла парашютная система с пиромеханическим устройством его ввода в атмосферу. Совместно с

академией была разработана принципиально новая, уникальная, не знающая аналогов в мире система отделения крышки парашютного отсека (ввода парашюта) «поршневого» типа на основе УЗ. В данной конструкции УЗ при детонации не разрушает механические связи, а будучи размещенным в зарядной камере кольцевой формы под поршнем (стенкой крышки парашютного отсека), вырабатывает рабочий газ – продукты детонации, который выталкивает крышку отсека со строго заданными скоростью и вектором движения. На рисунке 5 приведена схема системы ввода парашюта.

Полученные КА серии В-70 и В-72 данные об атмосфере и поверхности Венеры обеспечили создание автоматических КА следующего поколения серий 4В («Венера-9», «Венера-10»), 4В1 («Венера-11» и «Венера-12»), 4В1М («Венера-13» и «Венера-14») и 5ВК («Вега-1» и «Вега-2»). Последние – в рамках многоцелевого международного проекта «Венера – комета Галлея». Для обеспечения посадки на поверхность планеты Венера нашими коллективами было отработано пять систем пиромеханики, работающих в экстремальных условиях атмосферы Венеры и обеспечивающих решение таких задач, как отделение спускаемого аппарата от орбитальной станции, разделение трубопроводов системы терморегулирования спускаемого аппарата, отделение верхней и нижней теплозащитных оболочек, отделение крышки парашютного отсека. Надо отметить, что спускаемые аппараты всех указанных комплексов успешно совершили мягкую посадку на поверхность Венеры.

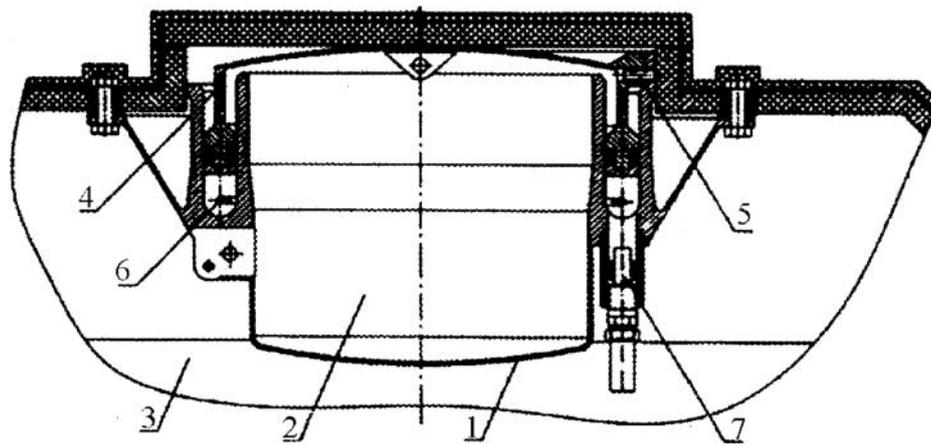
На рисунках 6, 7 показаны общий вид КА

исследовательский зонд



1 – надувная конструкция; 2 – лента; 3 – защитный кожух; 4 – электрический кабель; 5 – крышка; 6 – УКЗ; 7 – электродетонирующее устройство.

**рисунки 4.** Фрагмент системы разделения крышки исследовательского внедряемого зонда (пенетратора) КА «Марс-96»



1 – парашютный контейнер; 2 – парашют; 3 – КА; 4 – крышка парашютного контейнера; 5 – штифт срезной; 6 – УКЗ; 7 – электродетонатор.

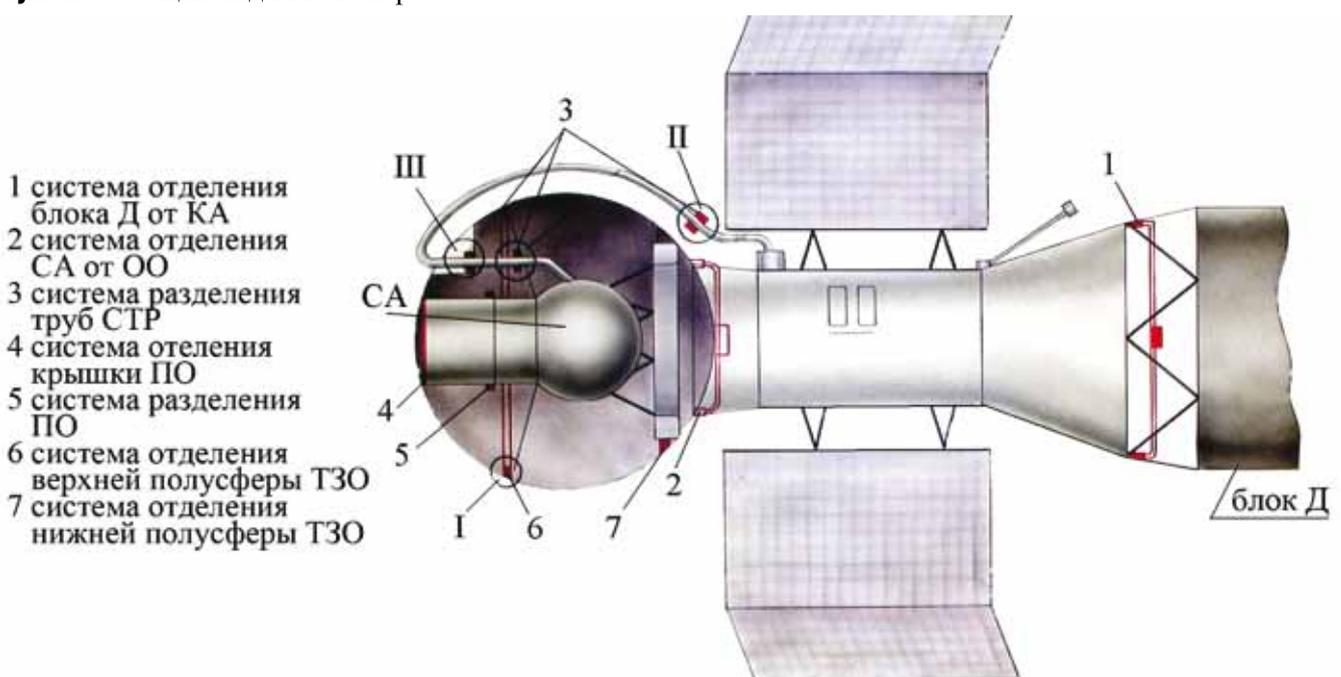
**рисунок 5.** Схема системы ввода парашюта



**рисунок 6.** Общий вид КА «Венера-13»

«Венера-13» и схема размещения на нем систем разделения. Номерами в закрашенных кружках отмечены системы, разработанные совместно с академией.

Одной из проблемных и приоритетных задач, решаемых КА «Венера-13», «Венера-14» и «Вега-1», «Вега-2», являлось взятие проб грунта планеты, его детальный анализ на борту спускаемого аппарата (в зоне рентгенохимического анализа) и передача результатов исследования на Землю. Для этого в КБ общего машиностроения имени В.П. Бармина по заданию НПО им. С.А. Лавочкина было создано уникальное грунтозаборное устройство (ГЗУ) ВБ-02, работающее в условиях сверхвысоких температур и давлений.



- 1 система отделения блока Д от КА
- 2 система отделения СА от ОО
- 3 система разделения труб СТР
- 4 система отеления крышки ПО
- 5 система разделения ПО
- 6 система отделения верхней полусферы ТЗО
- 7 система отделения нижней полусферы ТЗО

**рисунок 7.** Схема размещения на нем основных систем разделения

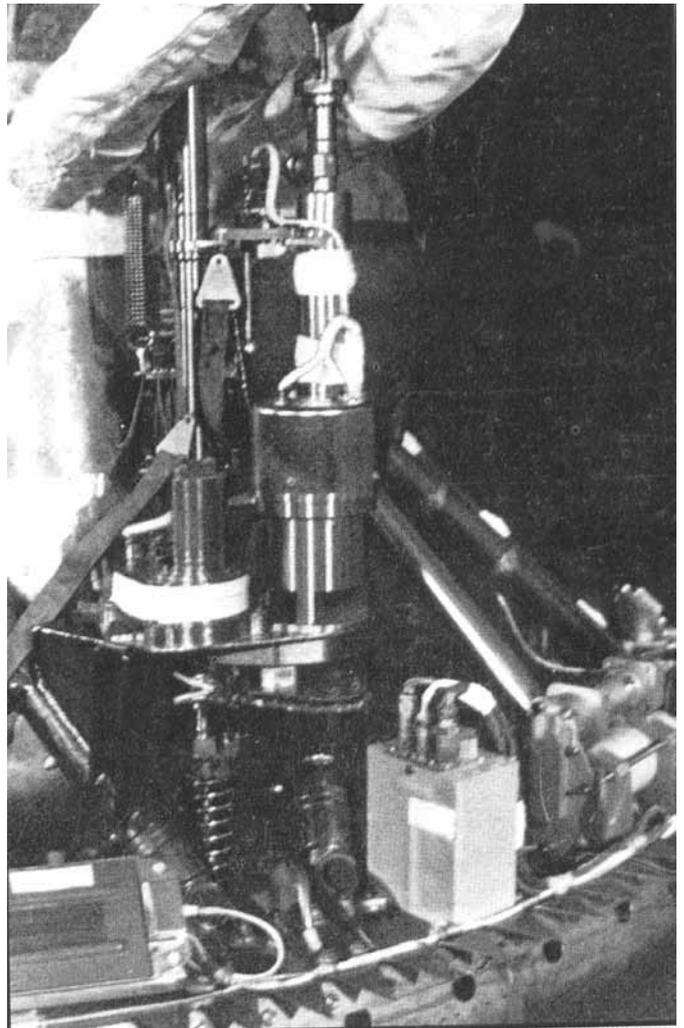
При разработке ГЗУ необходимо было решить ряд научно-технических проблем, в частности, создать пироприводы с зарядами, выдерживающими высокие температуры, давления, ударные и динамические нагрузки. Учитывая большой опыт ученых академии в проектировании и изготовлении составов твердых топлив как баллиститного типа, так и смесевых, на академию было возложено решение ряда проблемных задач:

- проектирование пиросоставов, обладающих повышенной термической стойкостью и строго заданным комплексом физико-механических характеристик;
- отработка технологии изготовления и испытания создаваемых пиросоставов;
- отработка технологии изготовления зарядов для пироприводов ГЗУ;
- разработка прикладной теории проектирования стреляющих пиромеханизмов с разнесенными зарядными и накопительными камерами, соединенными между собой трубопроводами;
- разработка предложений по изменению конструкции газогенераторов с целью исключения возможности возникновения ударно-волновых процессов в системе «зарядная камера – трубопровод – накопительная камера».

Все эти задачи учеными академии были успешно решены. Изготовлены, испытаны и поставлены заряды из безметалльных смесевых твердых топлив со строго заданными выходными параметрами. Забор и анализ грунта с поверхности Венеры аппаратами «Венера-13», «Венера-14» и «Вега-1», «Вега-2» были осуществлены, а результаты анализа переданы по каналам телеметрии на Землю. За выполнение этих программ ряд сотрудников академии были удостоены правительственных наград, а научный руководитель работ профессор В.П. Челышев стал лауреатом Государственной премии. На рисунках 8, 9 показан общий вид грунтозаборного устройства ВБ-02.

Примерно аналогичная, но более простая задача решалась сотрудниками академии при создании и отработке пирозаряда для пиромеханизма системы выноса долгоживущей автономной станции (ДАС) КА «Фобос-1» на поверхность спутника Марса.

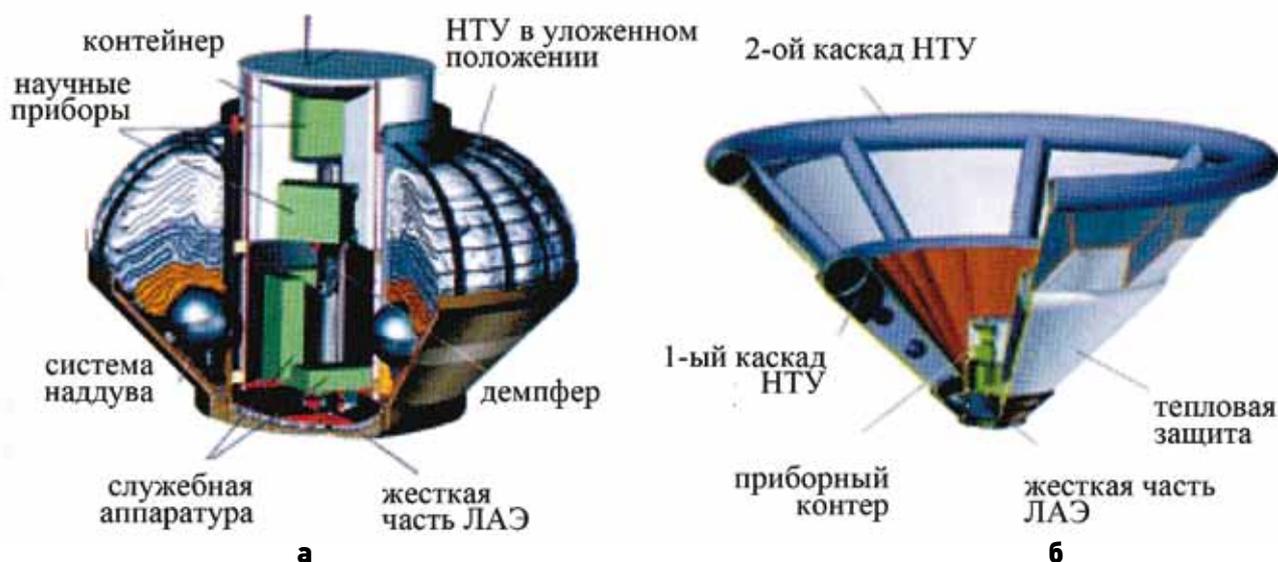
В 2000 году в НПО им. С.А. Лавочкина успешно прошли летные испытания спускаемого аппарата «Демонстратор-1». Запуск осуществлялся с космодрома Байконур с помощью ракеты-носителя «Союз» попутным грузом при квалификационных испытаниях универсального разгонного блока «Фрегат». На нем были установлены две системы разделения на УКЗ, обеспечивших ввод в действие НТУ при входе СА в атмосферу Земли. Спуск СА «Демонстратор-1» с орбиты



**рисунок 8.** Грунтозаборное устройство ВБ-02 на посадочном аппарате КА серии 4ВМ1



**рисунок 9.** Общий вид грунтозаборного устройства ВБ-02



**рисунок 10.** Схема СА «Демонстратор-1» с НТУ в сложенном (а) и развернутом (б) положении

600 км был осуществлен 9 февраля 2000 года. Программа была успешно выполнена. На рисунке 10 представлена схема СА «Демонстратор-1» с НТУ в сложенном и развернутом положении.

В плане решения важнейшей проблемы загрязнения космического пространства так называемым «космическим мусором» (главным образом, обломками конструкций различных аппаратов, станций, комплексов, а также средств выведения) в начале 2000-х годов нами совместно с конструкторами НПО была предложена достаточно простая и высоконадежная система на УКЗ, обеспечивающая практически полное освобождение топливных баков выполнивших свои задачи блоков, космических аппаратов, станций и т.д. от гарантированного остатка компонентов жидких ракетных топлив. Система прошла успешные испытания, была нами запатентована и оказалась применимой для решения другой чрезвычайно важной задачи, связанной с космической деятельностью человека, – улучшения экологической обстановки в районах падения отделяющихся частей средств выведения путем полного освобождения баков от токсичных компонентов топлив на внеатмосферных участках траектории полета и на больших высотах от Земли в сильно разреженной атмосфере. Эта техническая разработка была награждена дипломами и медалями на 11-й специализированной выставке «Изделия и технологии двойного назначения. Диверсификация» и на 11-м Международном форуме и выставке «Высокие технологии XXI века – 2010» в 2010 году, а также на XIV Московском международном салоне изобретений и инновационных технологий «Архимед-2011» в 2011 году.

Материал статьи охватывает лишь часть разработок в области проектирования и создания устройств и систем пироавтоматики КА для фундаментальных научных исследований. Кроме них, был достаточно большой объем оригинальных разработок для КА прикладного назначения.

Другое направление в области научно-технического взаимодействия академии с НПО им. С.А. Лавочкина – создание малогабаритных демпфирующих устройств на основе магнитной жидкости. Эти демпферы используются как на изделиях и агрегатах ракетной техники, так и на ряде современных космических аппаратов. Они позволяют улучшить динамические характеристики КА в процессе летной эксплуатации, значительно снизив влияние микровозмущений на прецизионную целевую аппаратуру.

Помимо указанных выше направлений сотрудничества наших организаций, в последнее время ведутся совместные исследования по разработке научнообоснованных методов управления проектами создания сложной ракетно-космической техники. При методологическом руководстве академии были выявлены основные закономерности хода ОКР с учетом фактора неритмичного финансирования и создана его динамическая модель. Результаты моделирования позволили в НПО им. С.А. Лавочкина повысить эффективность управления проектом космической системы ДЗЗ «Аркон» путем рационального распределения дефицита ресурсов.

Надеемся, что наше плодотворное сотрудничество и впредь будет неуклонно развиваться и укрепляться с целью решения все более сложных задач развития ракетно-космической техники.

*Статья поступила в редакцию 04.05.2012 г.*

## ТРЕБОВАНИЯ К МАТЕРИАЛАМ ДЛЯ ПУБЛИКАЦИИ В ЖУРНАЛЕ

1. К публикации в журнале «ВЕСТНИК ФГУП «НПО имени С.А. ЛАВОЧКИНА» принимаются статьи, отвечающие профилю журнала.
2. Статья должна быть подписана всеми авторами. Объем статьи не должен превышать 15 страниц текста и 8 рисунков. Все страницы должны быть пронумерованы.
3. К статье необходимо приложить оформленный акт экспертизы.
4. Изложение материала должно быть ясным, логически выстроенным в следующей последовательности (соответственно требованиям ВАК, ГОСТ Р 7.0.7):
  - индекс УДК (слева);
  - инициалы и фамилии авторов,
  - ученое звание и ученая степень каждого из авторов,
  - должность, место работы (полное название организации, страна, город),
  - контактная информация (e-mail),
  - название статьи,
  - краткая аннотация (5-7 строк),
  - ключевые слова (5-6 слов) на русском языке и на английском языке;
  - основной текст;
  - список литературы.
5. Рукопись статьи предоставляется в двух экземплярах, напечатанных на принтере на одной стороне стандартного листа формата **A4**.
6. Набирать текст необходимо в **MS Word**, используя стандартные шрифты **Times New Roman**, размер - **14**, интервал - **полтора**. Поля со всех сторон - **25 мм**.
7. Для набора формул следует использовать встроенный редактор формул **Math Equation** или встраиваемый формульный процессор **Math Type**. Формулы в тексте должны быть напечатаны без дополнительных интервалов между строками текста. Нумеруются только те формулы, на которые есть ссылки в тексте согласно ГОСТ 2.105.
8. Все используемые буквенные обозначения и аббревиатуры должны быть расшифрованы. Размерность величин должна соответствовать системе СИ.
9. Элементы списка литературы должны содержать фамилии и инициалы авторов, полное название работы. Для книг указывается место издания, издательство, год издания, количество страниц. Для статей - название журнала или сборника, год выпуска, том, номер, номера первой и последней страниц. (Согласно ГОСТ Р 7.0.5, ГОСТ 7.82).
10. Рисунки, таблицы и графики оформляются согласно ГОСТ 7.32.
11. Иллюстративный материал только в цветном изображении должен быть четким и не требовать перерисовки. Шрифт текста в рисунках **Arial Regular**, с маленькой буквы (кроме названий и имен), кегль **12**, интервал **1,5**.
12. К статье следует приложить диск с файлами:
  - сформированной статьи;
  - рисунков, таблиц, графиков;
  - фотографий авторов (размер фотографий не менее 6x4);
  - иллюстрации (выполняются в форматах **jpeg** или **tiff** с разрешением не менее 300 dpi и размером не более формата A4);
  - сведений об авторах.В сведениях об авторах следует сообщить:
  - ФИО (полностью),
  - ученое звание, ученую степень,
  - аспирант или соискатель ученой степени,
  - домашний и рабочий телефоны (с кодом города),
  - сотовый (предпочтительней),
  - адрес электронной почты.

---

издатель

ОРДЕНА ЛЕНИНА, ДВАЖДЫ ОРДЕНОВ ТРУДОВОГО КРАСНОГО ЗНАМЕНИ  
ФГУП «НПО имени С.А. ЛАВОЧКИНА»

редактор В.В. Ефанов

технический редактор А.В. Савченко

корректоры М.С. Винниченко, Н.В. Пригородова

художественное оформление журнала,

обложек, оригинал-макета -  
«НПОЛ - ГРАФИК ДИЗАЙН»

подписано в печать 01.08.2012. формат 60x84 /<sub>8</sub>

бумага офсетная. печать офсетная.

объем 19.5 печ. л., тираж 1500 экз.

отпечатано с готового оригинал-макета в типографии ООО «ПОЛСТАР» (МАИ),  
Волоколамское ш., д. 4, Москва А-80, ГСП-3, 125993



# Страховая Акционерная Компания **ЭНЕРГОГАРАНТ**

Страховая акционерная компания «ЭНЕРГОГАРАНТ» на протяжении длительного времени сотрудничает с предприятиями ракетно-космической отрасли. Мы гордимся этим долгосрочным взаимовыгодным сотрудничеством и предлагаем Вам специальные условия добровольного страхования.

Сотрудникам предприятий ракетно-космической промышленности мы предоставляем дополнительную скидку в размере 15% на страхование квартиры, дачи или автомобиля.

Узнайте подробности в ближайшем офисе Страховой акционерной компании «ЭНЕРГОГАРАНТ».

+7 (495) 737 0330  
[www.energogarant.ru](http://www.energogarant.ru)

**НАША ЭНЕРГИЯ – ГАРАНТИЯ ВАШЕГО СПОКОЙСТВИЯ**

